



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Diseño, implementación y evaluación de sistema para
monitoreo/encendido de motores cohete híbridos**

TESIS

Que para obtener el título de

Ingeniero Mecatrónico

P R E S E N T A

Eduardo Sebastián Polo Pérez

DIRECTOR DE TESIS

M. I. Ulises Martín Peñuelas Rivas



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2024

A mi familia, por el constante apoyo para llegar al espacio.

Índice general

1. Introducción	1		
1.1. Objetivos de la investigación	2		
1.2. Justificación del estudio	2		
1.3. Desarrollo de cohetes en la UNAM	3		
1.3.1. Sociedad Universitaria de Cohetes Experimentales	3		
1.3.2. Propulsión UNAM	3		
2. Marco teórico	5		
2.1. Modelo de ajuste lineal	5		
2.2. Ecuaciones de estado	8		
2.2.1. Ecuación de Antoine	9		
2.2.2. Ecuación de Rackett	10		
2.2.3. Ecuación de estado para gas ideal	12		
2.2.4. Ecuaciones de estado cúbicas	12		
2.3. Propulsión cohete	13		
2.3.1. Métricas de desempeño en sistemas de propulsión	14		
2.3.2. Propulsión híbrida	15		
2.4. Instrumentación electrónica	16		
2.4.1. Interfaz de los sensores	17		
2.4.2. Sensores de temperatura	19		
2.4.3. Sensores de presión	19		
2.4.4. Celdas de carga	20		
3. Estado del arte	23		
3.1. Cohetes híbridos universitarios	23		
3.2. Sistemas de monitoreo y encendido en motores cohete híbridos experimentales	27		
4. Metodología	29		
4.1. Diseño	30		
4.2. Implementación	32		
4.3. Evaluación	33		
4.4. Análisis de resultados	35		
5. Diseño	39		
5.1. Necesidades y requerimientos	39		
5.1.1. Identificación de necesidades	39		
5.1.2. Requerimientos de diseño	41		
5.2. Seguridad y protocolos de operación	42		
5.3. Alcance y limitaciones	45		
5.4. Propuestas de diseño por subsistemas	46		
5.4.1. Procesamiento	46		
5.4.2. Instrumentación	48		
5.4.3. Potencia eléctrica	53		
5.4.4. Tarjeta de circuito impreso	55		
6. Implementación	57		
6.1. Hardware	57		
6.1.1. Componentes y poblado de la tarjeta	57		
6.1.2. Calibración de las celdas de carga	59		
6.1.3. Alimentación del oxidante	62		
6.2. Software	65		
6.2.1. Sistema de adquisición de datos e ignición del motor	65		
6.2.2. Control de misión	69		
6.3. Modelo matemático de la distribución de masas de oxidante	70		
6.3.1. Equilibrio final vapor-líquido (EFVL)	71		
6.3.2. Equilibrio final vapor-líquido Peng-Robinson (EFVL P-R)	76		
7. Pruebas y resultados	79		
7.1. Simulación de modelo EFVL P-R	79		
7.1.1. Parámetros iniciales	79		
7.1.2. Resultados de la simulación	81		
7.2. Pruebas del sistema de adquisición de datos	83		
7.3. Prueba de quemado estático del motor "El castigador"	87		
7.3.1. Llenado del tanque de oxidante	88		
7.3.2. Combustión del motor	90		
8. Conclusiones	95		
8.1. Evaluación del sistema de adquisición de datos y encendido	95		
8.2. Logros y contribuciones de la investigación	96		
8.3. Áreas de oportunidad para futuras investigaciones	98		
Referencias	101		
A. Plantilla de reporte de diseño Propulsión UNAM	105		
B. Diagramas de conexiones eléctricas	113		
C. Lista de componentes con costos	117		
D. Archivos de código	119		
D.1. Programa en MATLAB para obtener los modelos de calibración de las celdas de carga	119		
D.2. Función en MATLAB para obtener la estimación de masas de oxidante con el modelo EFVL P-R	120		
D.3. Función en MATLAB para obtener las métricas de desempeño de una curva de empuje	122		
E. Datos de la curva de saturación del óxido nítrico	123		

Índice de figuras

1.1. Grupo representativo del equipo Propulsión UNAM con el cohete "Xitle II" en Nuevo México durante la competencia <i>Spaceport America Cup 2024</i>	4	5.1. Gráfica de factibilidad y desempeño del producto contra seguridad. Adaptada de [35]	43
2.1. Diagrama general de presión contra temperatura de una sustancia pura. Adaptado de [5]	8	5.2. Circuito de acondicionamiento para sensor de corriente y divisor de voltaje para acondicionar la señal del sensor de tensión.	49
2.2. Diagrama de un motor cohete y las cantidades p , T , A y v en las distintas ubicaciones. Adaptado de [12]	14	5.3. Circuito de encendido para <i>e-match</i> con detección de continuidad.	50
2.3. Diagrama de los elementos básicos en un motor cohete híbrido.	16	5.4. Circuito para control amortiguado de actuadores.	51
2.4. Vista de sección con la ubicación de las galgas extensiométricas en el diafragma de silicio. Adaptado de [14]	20	5.5. Tensión de salida contra tensión de entrada para los reguladores L78LXX [37].	53
2.5. Galga extensiométrica comercial típica [19].	20	5.6. Circuito para desconectar automáticamente el regulador L7805AC.	53
2.6. Circuito clásico del puente de Wheatstone.	21	5.7. Boceto de conexiones del microcontrolador y componentes de instrumentación.	55
3.1. Cohete "Circe" en su riel de lanzamiento durante el <i>Latin American Space Challenge 2022</i> en São Paulo, Brasil.	24	5.8. Configuración de los pines del microcontrolador en el software STM32CubeMX.	56
3.2. Diagrama de tuberías e instrumentación de la configuración de pruebas de quemado estático del motor "DHX-200 Aurora" [24].	25	5.9. Modelo 3D de la tarjeta con algunos componentes montados.	56
3.3. Carro con el sistema de soporte en tierra para el proyecto "N ₂ ORTH" [26].	26	6.1. Sensor de presión con salida de corriente entre 4 y 20 [mA].	57
3.4. Interior de la caja de control y adquisición de datos fabricada por el departamento <i>Aero-Thermo-Mechanics</i> de la ULB [27].	27	6.2. Equipo y herramientas usadas para la integración de componentes en la tarjeta de circuito impreso.	58
3.5. Arquitectura general del sistema de adquisición de datos y actuación desarrollado por <i>Skyward Experimental Rocketry</i> [29].	28	6.3. Componentes soldados a la tarjeta de circuito impreso.	58
4.1. Etapas de la vida de un producto descritas por Ullman. Adaptado de [30]	29	6.4. Proceso de calibración de la celda de carga, colocando encima uno de los pesos usados.	59
4.2. Diagrama del dilema en diseño de productos que relaciona la cantidad de características, la rapidez de desarrollo y la calidad general.	31	6.5. Modelos de calibración lineal para las celdas de carga a partir de datos experimentales.	60
4.3. Elementos a considerar en el proceso de diseño según Ullman. Adaptado de [30]	32	6.6. Celda de carga de 500 [kg] siendo fijada en la estructura del banco de pruebas de quemado estático.	61
		6.7. Celda de carga de 200 [kg] colocada al inicio del riel de lanzamiento.	61
		6.8. Diagrama de tuberías e instrumentación del sistema de llenado.	62
		6.9. MAN y SPI funcionando durante una prueba de quemado estático.	64
		6.10. Instrumentación del equipo de soporte en tierra.	64
		6.11. Diagrama de flujo del programa principal del sistema de adquisición de datos e ignición.	66
		6.12. Computadora del control de misión en pruebas de campo.	69
		6.13. Diagrama de un tanque cerrado con N ₂ O bifásico en equilibrio.	71
		6.14. Gráfica de error relativo entre el modelo de Antoine ajustado y los datos experimentales del N ₂ O.	73
		6.15. Gráfica de error relativo entre la densidad calculada con la ecuación de gases ideales y los datos experimentales del N ₂ O.	74
		6.16. Gráfica de error relativo entre el modelo de Rackett y los datos experimentales del N ₂ O.	75

6.17. Gráfica de error relativo entre la densidad calculada con la ecuación de estado Peng-Robinson y los datos experimentales del N_2O	78	7.9. Banco de pruebas estáticas de Propulsión UNAM con el motor híbrido, la instrumentación y el sistema de llenado ensamblados.	87
7.1. Gráfica del perfil simulado para la variable independiente; temperatura (a) , masa total (b)	80	7.10. Gráfica de los datos obtenidos durante el proceso de llenado por el sensor de; masa total en el tanque (a) , temperatura al interior del tanque (b) , presión manométrica al interior del tanque (c)	88
7.2. Gráfica de masa estimada por el modelo EFVL P-R para la fase; gaseosa (a) , líquida (b)	81	7.11. Gráfica de la estimación de masa durante el proceso llenado para la fase; gaseosa (a) , líquida (b)	90
7.3. Gráfica de error relativo del modelo EFVL P-R para las masas de la fase; gaseosa (a) , líquida (b)	82	7.12. Fotograma de la prueba de quemado estático durante; la activación del mecanismo de la válvula principal (a) , la combustión principal (b)	91
7.4. Distribución normal obtenida del análisis de los datos de temperatura del sensor ST1.	83	7.13. Gráfica con los datos de fuerza de empuje y presión en el tanque de oxidante durante la prueba de quemado estático.	91
7.5. Distribución normal obtenida del análisis de los datos de presión del sensor SP1.	84	7.14. Gráfica con las métricas de evaluación de desempeño obtenidas durante la prueba de quemado estático a partir de la curva de fuerza de empuje.	93
7.6. Distribución normal obtenida del análisis de los datos de presión del sensor SP2.	84	8.1. Lanzamiento del cohete "Xitle II" durante <i>Spaceport America Cup 2024</i>	97
7.7. Distribución normal obtenida del análisis de los datos de la celda de carga CC1, transductor para medir la fuerza de empuje del motor.	85		
7.8. Distribución normal obtenida del análisis de los datos de la celda de carga CC2, transductor para medir la masa de oxidante en el tanque de vuelo.	85		

Índice de tablas

2.1. Comparación de características de los tipos de salidas analógicas en sensores.	17
3.1. Métricas de desempeño del motor "DHX-200 Aurora" usado en el cohete "Stratos II+".	24
3.2. Métricas de desempeño del motor "HyLIGHT" usado en el cohete "N ₂ ORTH".	27
3.3. Frecuencias de muestreo para las tres principales variables físicas en los sistemas de adquisición de datos usados para caracterizar el motor "Chimaera" [29].	28
4.1. Diferencias entre los errores sistemáticos y aleatorios.	36
5.1. Requerimientos con parámetros de evaluación asociados.	41
5.2. Requerimientos de diseño para el sistema de adquisición de datos.	42
5.3. Comparación entre microcontrolador y tarjeta de desarrollo.	47
5.4. Características del STM32F103CBT6.	48
5.5. Características de los sensores en el motor.	50
5.6. Presupuesto de consumo por componente.	54
6.1. Datos obtenidos en la calibración de las celdas de carga.	60
6.2. Propiedades principales del N ₂ O.	71
7.1. Parámetros de la simulación para evaluar el modelo EFVL P-R.	80
7.2. Datos estadísticos del muestreo previo a la prueba de quemado estático.	86
7.3. Variables físicas críticas durante el llenado.	89

Capítulo 1

Introducción

Los motores cohete híbridos tienen un conjunto de características que los han hecho comunes en el desarrollo de cohetes experimental a nivel universitario, por ejemplo, su gran eficiencia, versatilidad y seguridad en comparación con motores sólidos o de propelente líquido. Sin embargo, para su preparación y operación se necesitan supervisar distintas propiedades físicas de las sustancias usadas como propelente, así como la actuación de válvulas y otros mecanismos.

El sistema electrónico de adquisición de datos tiene un papel muy importante en las pruebas y la operación de este tipo de motores ya que es el instrumento para monitorear el estado del sistema de propulsión de forma remota. En este trabajo se abordan las necesidades que debe cubrir un sistema para la preparación e ignición de un motor híbrido, así como el diseño, la implementación y evaluación del mismo. El desarrollo de este sistema a nivel licenciatura enfrenta retos como el tiempo para su desarrollo, el limitado financiamiento y las condiciones de seguridad necesarias para realizar pruebas de quemado estático. En este trabajo se describe el desarrollo de un sistema de adquisición de datos específico para este contexto, seleccionando los sensores de mejor calidad posible dentro del presupuesto, un procesamiento y almacenamiento de datos de alta velocidad, capacidades de supervisión en tiempo real, estimación de variables físicas críticas y robustez para su uso en las condiciones ambientales del sitio de pruebas.

1.1. Objetivos de la investigación

Se pretende realizar un sistema electrónico que permita la operación de un motor experimental de propulsión híbrida; esto comprende desde la realización de pruebas de quemado estático hasta la ignición en su configuración de vuelo dentro de un cohete.

La capacidad de supervisar con precisión el funcionamiento del motor durante las pruebas y operaciones de lanzamiento servirá para identificar y realizar posibles mejoras en cada iteración de diseño. Como parte del desarrollo de un motor cohete híbrido, los objetivos específicos del trabajo son:

- Desarrollar un sistema con el que se pueda monitorear el estado del oxidante dentro del tanque de vuelo durante el proceso de llenado.
- Desarrollar un sistema con el que se puedan registrar los datos de desempeño del motor durante una prueba de quemado estático.
- Desarrollar un sistema que permita el aborto seguro de las operaciones del motor.
- Validar el funcionamiento del sistema con pruebas experimentales.

1.2. Justificación del estudio

La importancia de este trabajo radica en su contribución al desarrollo de tecnología aeroespacial en México, donde aún no se producen ni operan lanzadores espaciales, a pesar de que en el sector aeroespacial ocupa el segundo lugar de Latinoamérica, solamente superado por Brasil y actualmente acercándose al *top diez mundial* [1].

Según un informe de Federación Mexicana de la Industria Aeroespacial (FEMIA), el sector experimentó un crecimiento del 18 % en 2022, alcanzando más de ocho mil millones de dólares en exportaciones, este notable avance se debe en parte a la visión estratégica que ha mantenido la industria, incluso en medio de la incertidumbre que generó la pandemia de COVID-19 [2].

La creación de sistemas de propulsión es fundamental para obtener independencia en la realización de misiones espaciales, así como la generación de conocimiento en tecnología aeroespacial. Se espera que el desarrollo presentado en esta tesis sea de utilidad para empresas privadas, agencias gubernamentales y organizaciones dedicadas a la investigación y el desarrollo en el campo de la propulsión espacial en México, proporcionando una base sólida para futuros avances y mejoras en la tecnología de motores cohete híbridos.

1.3. Desarrollo de cohetes en la UNAM

1.3.1. Sociedad Universitaria de Cohetes Experimentales

En 1965, con el auge de la carrera espacial a nivel mundial, estudiantes de las carreras de ciencias y de ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México y del Instituto Politécnico Nacional crearon la Sociedad Mexicana de Estudios Interplanetarios (SMEI), posteriormente esta sociedad cambió su denominación a Centro Científico de Construcción de Cohetes (CCCC) y en 1971 tomó el nombre de Sociedad Universitaria de Cohetes Experimentales.

La Sociedad Universitaria de Cohetes Experimentales (SUCE) fue una organización mexicana que estuvo activa de 1969 a 1975, multidisciplinaria, conformada por estudiantes de las carreras de ciencias químicas, biología e ingeniería, cuyo objetivo principal consistió en desarrollar investigación aplicada en el área de las ciencias de la atmósfera así como de fabricar tecnología espacial en una época en la cual solo entidades militares y gubernamentales tenían [3].

Después de la disolución de este grupo se detuvieron las investigaciones en cohetes dentro de la universidad por más de 45 años.

1.3.2. Propulsión UNAM

El equipo de cohetes experimental de alta potencia, Propulsión UNAM, surgió como un proyecto personal entre estudiantes de la facultad de ingeniería en Ciudad Universitaria en el año 2021, los miembros fundadores estudiaban las carreras de Ingeniería Mecánica, Ingeniería Mecatrónica e Ingeniería Aeroespacial. Pronto se adjuntaron a la Asociación Aeroespacial de la Facultad de Ingeniería (AAFI) y participaron como equipo representativo de la Universidad Nacional Autónoma de México en distintas competencias, como *Latin American Space Challenge* (LASC) 2022 en Brasil, *Encuentro Mexicano de Ingeniería en Cohetes Experimental* (ENMICE) 2022 en México, *Spaceport America Cup* (SAC) 2023 y posteriormente en la edición 2024, ambas en EE. UU.

Para asistir a SAC 2023 en Nuevo México desarrollaron el primer cohete experimental estudiantil mexicano con sistema de propulsión híbrida, nombrado "Xitle". Con esta participación, formaron parte de los cuatro equipos internacionales en competir en la categoría de mayor dificultad técnica durante esta edición de la competencia. Lograron obtener el tercer lugar dentro de la misma, además de estar en el quinto lugar dentro del rubro de diseño, de entre los más de ciento veinte equipos participantes.



Figura 1.1: Grupo representativo del equipo Propulsión UNAM con el cohete "Xitle II" en Nuevo México durante la competencia *Spaceport America Cup* 2024.

Para SAC 2024 se desarrolló una segunda iteración del cohete con motor híbrido "Xitle II". Este proyecto ganó el segundo lugar en la categoría de lanzador con carga útil de propulsión híbrida a un apogeo objetivo de 30 000 [ft].

El presente trabajo formó parte del desarrollo de este sistema de propulsión de ese cohete. A su vez, este trabajo de tesis ha sido posible gracias a la colaboración con miembros de la división de Aviónica del equipo Propulsión UNAM. La investigación, el diseño y la implementación de los sistemas presentados en este documento son el resultado de un esfuerzo conjunto, en el cual cada miembro de la división ha contribuido con su experiencia y conocimientos específicos. A continuación, se detallan a los principales colaboradores y el área principal en la que participaron:

- **Desarrollo de software y programación:** Demian A. Monterrubio Acosta, Alan M. Carrasco Meza y Santiago González Tamariz.
- **Desarrollo de hardware de actuación:** Ingrid M. Báez de la Rosa, Oscar H. Baños Mancilla y Santiago Márquez Rodríguez.
- **Desarrollo de hardware de telemetría:** Naomi Castillo Ochoa y Ximena Zepeda Sandoval.
- **Desarrollo de control de misión:** Carlos Andrade Hernández, Fernanda Muñoz Díaz y Gabriel Di Stéfano Flores Rico López.
- **Desarrollo de instrumentación de medición:** Carolina Vizuet Alcalá y Lidia E. Monroy Montaña.

Capítulo 2

Marco teórico

2.1. Modelo de ajuste lineal

La regresión lineal es una técnica estadística que se utiliza para modelar la relación entre una variable dependiente y una o más variables independientes. En el contexto de la ciencia e ingeniería, la regresión lineal es ampliamente utilizada para analizar y predecir el comportamiento de sistemas físicos basándose en datos experimentales [4].

A partir de un conjunto de datos, un modelo de regresión lineal simple describe la relación entre dos variables: x y y , como la línea recta

$$y = \beta_0 + \beta_1 x \quad (2.1)$$

Donde β_0 es la ordenada al origen y β_1 es la pendiente. No todos los datos del conjunto se encuentran dentro de la recta, razón por la que a la ecuación 2.1 se le incorpora un término de error ϵ que compensa por las diferencias entre los valores observados y el modelo lineal. Este error es una variable aleatoria que representa el fallo en el modelo para predecir los valores del conjunto de datos.

La ecuación 2.2 es el modelo de regresión lineal simple, donde x es la variable independiente y y es la variable dependiente. Para ajustar el modelo a un conjunto de datos experimentales, se asume que el error ϵ tiene una media igual a cero, que su varianza es desconocida y que no hay correlación entre los valores de error. Esto último significa que ningún valor de error depende de algún otro valor de error. Los parámetros β_0 y β_1 son llamados coeficientes de regresión y son desconocidos en un inicio, serán estimados a partir del conjunto de datos ordenado por N pares de valores ordenados de la forma $(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_N, y_N)$.

$$y = \beta_0 + \beta_1 x + \epsilon \quad (2.2)$$

El método de mínimos cuadrados se usa para estimar los coeficientes de regresión tal que la suma de todos los cuadrados de las diferencias entre las observaciones y los valores estimados por el modelo

sea mínima. Sea entonces $\Phi(\beta_0, \beta_1)$ la suma de las diferencias al cuadrado

$$\Phi(\beta_0, \beta_1) = \sum_{i=1}^N (y_i - \beta_0 - \beta_1 x_i)^2$$

los estimadores $\hat{\beta}_0$ y $\hat{\beta}_1$ deben cumplir con

$$\begin{cases} \left. \frac{\partial \Phi}{\partial \beta_0} \right|_{\hat{\beta}_0, \hat{\beta}_1} = -2 \sum_{i=1}^N (y_i - \hat{\beta}_0 - \hat{\beta}_1 x_i) = 0 \\ \left. \frac{\partial \Phi}{\partial \beta_1} \right|_{\hat{\beta}_0, \hat{\beta}_1} = -2 \sum_{i=1}^N (y_i - \hat{\beta}_0 - \hat{\beta}_1 x_i) x_i = 0 \end{cases}$$

Al desarrollar y simplificar estas expresiones se obtienen las ecuaciones 2.3, que son llamadas ecuaciones normales de mínimos cuadrados.

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^N y_i = \hat{\beta}_0 N + \hat{\beta}_1 \sum_{i=1}^N x_i \\ \sum_{i=1}^N y_i x_i = \hat{\beta}_0 \sum_{i=1}^N x_i + \hat{\beta}_1 \sum_{i=1}^N x_i^2 \end{cases} \quad (2.3)$$

La solución de las ecuaciones normales de mínimos cuadrados es

$$\begin{cases} \hat{\beta}_0 = \bar{y} - \hat{\beta}_1 \bar{x} \\ \hat{\beta}_1 = \frac{S_{xy}}{S_x^2} \end{cases} \quad (2.4)$$

$$(2.5)$$

donde

$$S_{xy} = \frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{N}$$

$$S_x^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{N}$$

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^N x_i}{N}$$

$$\bar{y} = \frac{\sum_{i=1}^N y_i}{N}$$

Finalmente, el modelo de regresión lineal simple ajustado es

$$\hat{y} = \hat{\beta}_0 + \hat{\beta}_1 x \quad (2.6)$$

Cabe mencionar que S_{xy} es la covarianza entre las variables y S_x^2 es la varianza de la variable x . La covarianza representa la tendencia conjunta de las dos variables a desviarse de sus medias; una covarianza positiva indica que y aumenta cuando x aumenta, mientras que una covarianza negativa indica una relación inversa. Esta es la relación que se necesita capturar en la pendiente $\hat{\beta}_1$. La varianza de la variable independiente ajusta el valor de la pendiente, ya que esta razón representa cuánta de la variación en y es explicada por una variación en x . La expresión 2.4 hace que el modelo sea consistente con los promedios observados, ocasionando que la recta se extienda por el "centro" de los datos (\bar{x}, \bar{y}) .

Para evaluar qué tan bien predice el modelo al conjunto de datos con el que se ajustó, tenemos el coeficiente de determinación R^2 , el cual indica la proporción de variabilidad en y que puede explicarse por x usando el modelo. Puede tomar valores de $0 \leq R^2 \leq 1$, donde idealmente el valor de 1 representa que todos los puntos del conjunto de datos están contenidos en la recta de regresión, mientras que un valor de 0 indica que el modelo no explica la variabilidad de la variable dependiente, es decir, la recta de regresión es simplemente la media de y . La expresión para calcular el coeficiente de determinación es

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^N (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^N (y_i - \bar{y}_i)^2} \quad (2.7)$$

Hay distintas consideraciones que se deben mencionar para hacer el mejor uso posible de la técnica de regresión lineal:

1. Aunque todos los puntos del conjunto de datos tienen igual importancia para determinar β_0 , la pendiente β_1 se ve más influenciada por los valores extremos de la variable independiente, razón por la que, se recomienda que los valores de la variable independiente estén tan uniformemente espaciados como sea posible.
2. El modelo es recomendado principalmente para usarse en interpolaciones. Se deben tener precauciones al extrapolar valores fuera del rango del conjunto de datos con el que se ajustó el modelo.
3. Los valores atípicos pueden influenciar significativamente los resultados del modelo, alejándose de la verdadera tendencia. Estos datos se pueden identificar, por ejemplo, mediante una gráfica de dispersión, gráfica de residuos, distancia de Cook, etc.
4. Un tamaño de muestra pequeño puede llevar a estimaciones inexactas y reducir la potencia estadística de las pruebas.

2.2. Ecuaciones de estado

Las ecuaciones de estado son expresiones matemáticas que relacionan distintas variables termodinámicas de un sistema, usualmente la temperatura, presión, volumen y energía interna. La aplicación práctica de estas ecuaciones casi siempre requiere de información sobre las propiedades de las sustancias, información que es obtenida mediante la observación y medición experimental. Aunque no hay una ecuación de estado que pueda modelar exactamente todas las propiedades de las sustancias en todas las condiciones, existen distintas expresiones que se han desarrollado a lo largo del tiempo y que satisfacen necesidades específicas de distintas situaciones.

Relación PVT

Debido a que no hay formas de medir directamente la energía interna o la entalpía, se recurre a la medición indirecta. Las propiedades que más facilitan la descripción del estado de una sustancia son la relación entre temperatura, presión y volumen molar (estrechamente relacionado a la densidad). De ahí que una herramienta común y muy relacionada a las ecuaciones de estado sea el diagrama presión contra temperatura, como el mostrado en la figura 2.1, que presenta los elementos generales de este tipo de diagramas. En este diagrama se pueden ubicar regiones correspondientes a las fases de una sustancia, las cuales pueden ser sólida, líquida, gaseosa y supercrítica.

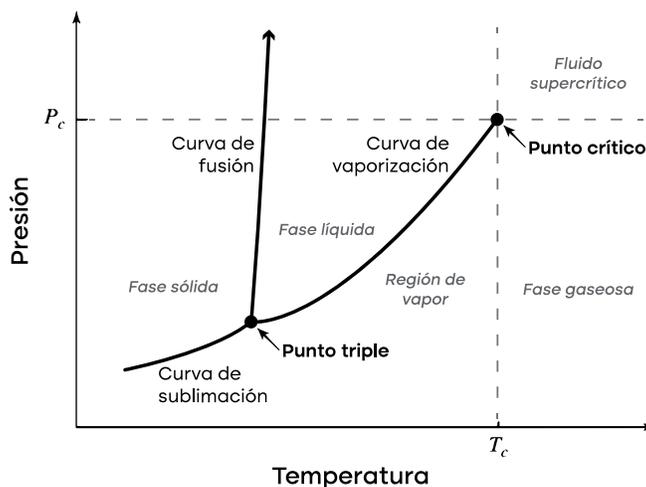


Figura 2.1: Diagrama general de presión contra temperatura de una sustancia pura. Adaptado de [5]

La curva de vaporización, también llamada curva de saturación, es la que indica las propiedades de una mezcla bifásica de líquido y gas. Esta curva comienza en el punto triple y termina en el punto crítico. Si se sigue aumentando la presión y temperatura, la sustancia entra en la región de fluido supercrítico, donde la densidad de ambas fases es igual y es indistinguible una de otra.

Mientras que dentro de las regiones de una fase se necesitan dos variables de estado para determinar las propiedades intensivas de las sustancias, sobre las fronteras de cambio de fase basta con

determinar una propiedad y tener la certeza de que está en un estado bifásico para determinar su ubicación en el diagrama.

Cuando hay una transición de fase en una sustancia pura, se experimenta un cambio abrupto de las propiedades termodinámicas, ya que el volumen molar de un líquido saturado es diferente al volumen molar de su vapor saturado, a pesar de estar a la misma temperatura y presión. Por otro lado, la energía libre de Gibbs no cambia durante la transición de fase. Esta propiedad es función de la temperatura y presión, de ahí la razón por la que son iguales para ambas fases. La energía de Gibbs se define en su forma diferencial según la ecuación

$$dG = V dP - S dT \quad (2.8)$$

onde V es el volúmen, P es la presión, S es la entropía y T es la temperatura.

Partimos de igualar las energías de Gibbs de ambas fases y sustituir 2.8 en la nueva ecuación

$$\begin{aligned} G^{(\ell)} &= G^{(g)} \\ dG^{(\ell)} &= dG^{(g)} \\ V^{(\ell)} dP_{\text{sat}} - S^{(\ell)} dT &= V^{(g)} dP_{\text{sat}} - S^{(g)} dT \end{aligned}$$

reordenando los términos se llega a

$$\begin{aligned} \frac{dP_{\text{sat}}}{dT} &= \frac{S^{(g)} - S^{(\ell)}}{V^{(g)} - V^{(\ell)}} \\ \frac{dP_{\text{sat}}}{dT} &= \frac{\Delta S^{\ell g}}{\Delta V^{\ell g}} \end{aligned} \quad (2.9)$$

Ya que el calor de transformación entre fases ΔH está relacionada con la temperatura y la entropía de la siguiente forma

$$\Delta H^{\ell g} = T \Delta S^{\ell g}$$

se sustituye el cambio de entropía en la expresión 2.9 y se llega a la ecuación 2.10, conocida como la ecuación de Clapeyron [5], esta expresión describe la pendiente en cualquier punto de la curva de saturación.

$$\frac{dP_{\text{sat}}}{dT} = \frac{\Delta H^{\ell g}}{T \Delta V^{\ell g}} \quad (2.10)$$

2.2.1. Ecuación de Antoine

La ecuación es una expresión usada para calcular la presión de saturación de sustancias puras. Fue presentada en 1888 por el ingeniero Louis Charles Antoine [6]. Se le considera una relación semiempírica debido a que parte de la ecuación de Clausius-Clapeyron, pero con un término adicional arbitrario que permite una predicción más exacta a lo largo de la curva de saturación.

La ecuación Clausius-Clapeyron desarrolla más la expresión 2.10, suponiendo el comportamiento de la fase gaseosa como la de un gas ideal; de esta forma se llega a la ecuación diferencial ordinaria 2.11.

$$\frac{dP}{dT} = \frac{\Delta h P}{RT^2} \quad (2.11)$$

Suponiendo el calor de vaporización Δh constante, esta última expresión se puede resolver por separación de variables

$$\begin{aligned} \frac{dP}{P} &= \frac{\Delta h}{RT^2} dT \\ \int \frac{dP}{P} &= \int \frac{\Delta h}{RT^2} dT \\ \int \frac{1}{P} dP &= \frac{\Delta h}{R} \int \frac{1}{T^2} dT \\ \ln(P) &= - \underbrace{\frac{\Delta h}{R}}_B \frac{1}{T} + A \\ \ln(P) &= A - \frac{B}{T} \end{aligned} \quad (2.12)$$

En la expresión 2.12 A es la constante de integración y B es la simplificación de la constante universal de los gases y el calor de transformación entre fases. Antoine le aplicó modificaciones con la intención de lograr una mejor predicción de los datos experimentales, básicamente sus cambios fueron en la base del logaritmo y agregar una tercera constante C , para darle mayor flexibilidad al modelo. La ecuación 2.13 muestra la forma final de la ecuación de Antoine.

$$\log_{10}(P_{\text{sat}}) = A - \frac{B}{C + T} \quad (2.13)$$

2.2.2. Ecuación de Rackett

Fue desarrollada por Harold G. Rackett como una forma relativamente simple de predecir el volumen de los líquidos con una ecuación general que hace uso de las propiedades críticas de cualquier sustancia [7]. Fue propuesta como una relación empírica cuya validez se ha comprobado respecto al comportamiento volumétrico de diversas sustancias puras.

$$V_m = \frac{RT_c}{P_c} Z_c \left(1 + \left(1 - \frac{T}{T_c} \right)^{2/7} \right) \quad (2.14)$$

La ecuación 2.14 es una forma recomendada, ya que disminuye la exactitud asociada a la incertidumbre en el valor del volumen molar crítico de una sustancia, que aparece en la ecuación de Rackett original [8]. El subíndice (c) indica que se trata de una propiedad crítica.

Es útil en la ingeniería de proceso y el estudio termodinámico de sistemas donde se necesita conocer la densidad de la fase líquida en condiciones subcríticas. Como lo muestra la expresión 2.15, el volumen molar V_m se relaciona inversamente con la densidad ρ y es directamente proporcional a la masa molar de la sustancia \mathfrak{M} .

$$V_m = \frac{\mathfrak{M}}{\rho} \quad (2.15)$$

Punto crítico

Es el estado preciso bajo el cual las fases líquida y vapor de una sustancia se vuelven indistinguibles, se encuentra en un extremo de la curva de saturación y define la temperatura crítica, el volumen crítico y la presión crítica. Las propiedades reducidas se relacionan con las propiedades críticas mediante un cociente entre el valor de una variable y su valor crítico, son una forma normalizada de expresar las propiedades. De esta forma se puede comparar el comportamiento de distintas sustancias con una referencia común. Muchos modelos empíricos o semiempíricos hacen uso de las propiedades reducidas. Algunas cantidades usuales en los modelos son

$$T_r = \frac{T}{T_c} \quad (2.16)$$

$$P_r = \frac{P}{P_c} \quad (2.17)$$

$$V_r = \frac{V}{V_c} \quad (2.18)$$

donde el subíndice ($_r$) indica que es la propiedad reducida.

Factor de compresibilidad

Es una relación adimensional que mide la desviación del volumen molar de un gas real respecto al modelo de gas ideal [5]. Una tendencia habitual es que se acentúe la divergencia de estos dos comportamientos conforme se está más cerca de un cambio de fase.

$$Z \equiv \frac{V_m}{[V_m]_{\text{gas ideal}}} = \frac{PV_m}{RT} \quad (2.19)$$

El factor de compresibilidad crítico es el factor de compresibilidad de una sustancia evaluado en su punto crítico.

$$Z_c = \left. \frac{PV_m}{RT} \right|_{P=P_c, T=T_c} \quad (2.20)$$

2.2.3. Ecuación de estado para gas ideal

Durante el siglo XIX se describió la interacción de temperatura, presión y volumen mediante la ecuación 2.21, como la contribución de las observaciones empíricas de distintos personajes dedicados al estudio de las propiedades termodinámicas de las sustancias.

$$PV = nRT \quad (2.21)$$

Esta ecuación de estado describe el comportamiento de los gases para propósitos prácticos en varios casos donde las condiciones de presión y temperatura son las ambientales. También es llamada ley de los gases ideales, pero su exactitud aumenta en el límite cuando la presión se aproxima a cero y la temperatura a infinito. Razón por la que su carácter de ley física sólo aplica cuando las moléculas están muy separadas entre ellas y el volumen individual tiende a ser una fracción despreciable del volumen total. En estos casos las fuerzas intermoleculares disminuyen y todos los gases tienden a comportarse como un gas ideal. Principalmente es más conveniente para la descripción de gases monoatómicos.

El modelo asume que las moléculas del gas no interactúan entre sí, a excepción de colisiones elásticas. No obstante, en gases reales, existen fuerzas intermoleculares atractivas y repulsivas que afectan el comportamiento del gas. En muchas aplicaciones industriales y científicas es necesaria una descripción más precisa que la que se logra con esta ecuación de estado. Es por eso que a partir de ella se han desarrollado otros modelos que integran términos correctores para diversas interacciones faltantes.

2.2.4. Ecuaciones de estado cúbicas

Las ecuaciones de estado cúbicas se caracterizan por su estructura matemática, que incluye un término cúbico en el volumen molar. Una de las más importantes es la ecuación de estado de Van der Waals [9], cuya forma general se muestra en la expresión 2.22 y su desarrollo se fundamentó en incluir las interacciones entre moléculas, así como considerar las moléculas de gas con un cierto tamaño no despreciable.

$$\left(P + \frac{a}{V_m^2}\right)(V_m - b) = RT \quad (2.22)$$

En esta ecuación de estado, las constantes a y b con particulares de cada sustancia, cuando su valor es cero, se tiene la ley de gases ideales. Al ser una ecuación cúbica del volumen molar, dos de sus raíces pueden ser complejas, en cuyo caso la raíz real es la que describe la propiedad física; en otros casos el valor de volumen molar será el valor real, positivo y mayor que la constante b .

Van der Waals ganó el premio Nobel de física en 1910, por la aportación de su ecuación de estado. Actualmente es una referencia histórica y que sirve como base para otros modelos más exactos. En la búsqueda de mejores modelos matemáticos, las ecuaciones de estado cúbicas ofrecen un punto intermedio entre generalidad y simplicidad. De hecho, las ecuaciones cúbicas son las expresiones más simples que pueden representar el comportamiento de fase tanto gaseosa como líquida [5].

Ecuación de estado Peng-Robinson

Fue desarrollada en 1976 por Ding-Yu Peng y Donald B. Robinson para mejorar la predicción del comportamiento de las fases líquida y vapor en sistemas con hidrocarburos [10]. Está basada en la estructura general del modelo Van der Waals, con mejores resultados en los casos de equilibrio bifásico líquido-vapor en comparación con los modelos conocidos en ese momento.

Tiene como ventaja mostrar un buen grado de exactitud para una variedad de sustancias, incluyendo compuestos no polares e hidrocarburos. En parte, porque toma en cuenta el factor acéntrico ω [11], que es un parámetro ligado a la estructura de la molécula. Esta constante está definida por la ecuación

$$\omega = -\log_{10}(P_r) - 1 \quad (2.23)$$

donde P_r es la presión de valor reducida cuando la temperatura reducida $T_r = 0.7$.

La forma general del modelo Peng-Robinson es la ecuación 2.24, aunque los autores sugieren una forma polinómica para hacer más sistemática su resolución a través de sistemas computacionales.

$$P = \frac{RT}{V_m - b} - \frac{a}{V_m(V_m - b) + b(V_m - b)} \quad (2.24)$$

Donde las constantes a y b son definidas como

$$\begin{cases} a = 0.45724 \frac{(RT_c)^2}{P_c} \cdot \alpha(T_r) \\ b = 0.0778 \frac{RT_c}{P_c} \end{cases}$$

y la función $\alpha(T_r)$ es un término de ajuste que involucra el factor acéntrico a través de un polinomio de segundo grado $\kappa(\omega)$ y la temperatura reducida T_r según las expresiones 2.25 y 2.26.

$$\alpha(T_r) = \left[1 + \kappa(1 - \sqrt{T_r})\right]^2 \quad (2.25)$$

$$\kappa(\omega) = 0.37464 + 1.54226\omega - 0.26992\omega^2 \quad (2.26)$$

2.3. Propulsión cohete

La propulsión es la aplicación de fuerza a un vehículo para provocar su movimiento; en vehículos basados en cohetes esta fuerza proviene de la eyección de masa a una alta velocidad en una dirección particular. Para la evaluación de los motores se usan leyes físicas y modelos matemáticos que describen el fenómeno de propulsión. Hay conceptos y definiciones que indican las variables físicas que se deben medir para caracterizar el desempeño de un motor cohete.

2.3.1. Métricas de desempeño en sistemas de propulsión

Empuje

Una de las cantidades físicas principales en la evaluación del desempeño de un motor cohete es la fuerza de empuje; esta produce el movimiento en el cohete y depende esencialmente del flujo másico y la velocidad de salida de los gases.

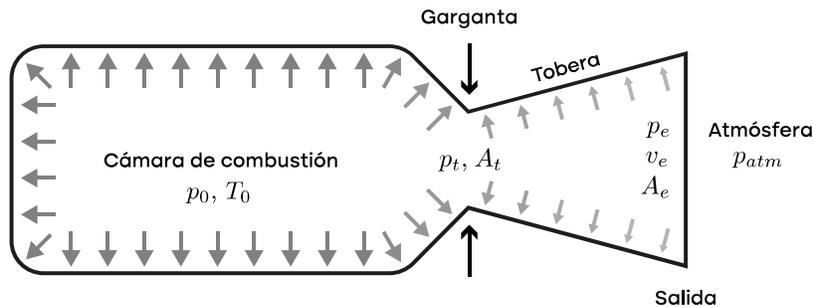


Figura 2.2: Diagrama de un motor cohete y las cantidades p, T, A y v en las distintas ubicaciones. Adaptado de [12]

En la ecuación general de la fuerza de empuje, mostrada en la ecuación 2.27, existe una contribución del producto del área de salida y la diferencia de presiones entre los gases y la presión exterior al motor, propiedades que se pueden identificar en el diagrama presentado en la figura 2.2.

$$F(t) = \dot{m} v_e + (p_e - p_{atm}) A_e \quad (2.27)$$

Es común diseñar la tobera de tal forma que al expandir los gases se iguale su presión con la presión ambiental; de esta forma se cancela el término relacionado al área de salida y la diferencia de presiones. Una tobera diseñada para cumplir con esta característica se dice que tiene una relación de expansión óptima [12]. Esto permite el modelado a través de una versión simplificada de la ecuación general de la fuerza de empuje

$$F(t) = \dot{m} v_e \quad (2.28)$$

donde \dot{m} es el flujo másico expulsado del motor y v_e es la velocidad de salida.

Ya que la fuerza de empuje es función del tiempo, es usual describir el desempeño del motor a través de su curva de empuje en el tiempo y con otras cantidades que se derivan de esa información.

- **Empuje máximo:** Es la fuerza máxima de empuje instantánea alcanzada durante el funcionamiento del motor.
- **Tiempo de quemado:** Según la norma *NFPA 1125* sobre la manufactura de motores cohete de alta potencia, se considera el inicio y el final del tiempo de quemado como los instantes en los que la fuerza de empuje es igual al 5 % del empuje máximo [13].
- **Empuje promedio:** Es la fuerza de empuje resultante de dividir el impulso total entre el tiempo de quemado.

Impulso total

El impulso total se define como la fuerza de empuje integrada respecto al tiempo durante el funcionamiento del motor, representado por t_f . Es útil conocer esta cantidad, ya que es proporcional a la cantidad de energía que proporciona el motor.

$$I_{total} = \int_0^{t_f} F(t) dt \quad (2.29)$$

Impulso específico

El impulso específico se define como el impulso total entregado por unidad de peso de propelente

$$I_{sp} = \frac{\int F(t) dt}{g_0 \int \dot{m}(t) dt} = \frac{I_{total}}{g_0 m_{prop}} \quad (2.30)$$

donde g_0 es la aceleración gravitacional estándar de la Tierra y m_{prop} es la masa total de propelente.

Con esta cantidad se puede tener una referencia de la eficiencia con la que un motor produce impulso a partir de una determinada cantidad de propelente. Mientras mayor sea esta cantidad, significa que el motor tiene un mejor aprovechamiento de la masa de propelente para producir impulso.

2.3.2. Propulsión híbrida

Se denomina así, ya que uno de los componentes del propelente es almacenado en fase líquida y el otro en fase sólida. La configuración clásica de un motor híbrido contiene combustible puro en fase sólida dentro de la cámara de combustión y la sustancia oxidante en fase líquida dentro de un tanque.

Para su funcionamiento se inyecta el oxidante hacia la cámara de combustión en presencia de una fuente de calor que permita la evaporación de los componentes, ya que es en fase gaseosa en la cual se lleva a cabo la combustión; esta reacción genera productos que liberan calor y permiten mantener la combustión, además de elevar la presión para expulsar los gases a gran velocidad, que tiene como consecuencia la fuerza de propulsión. Por esta presión de operación, se necesita un mecanismo que asegure el flujo del oxidante desde el tanque hacia la cámara de combustión. Algunas opciones son el uso de turbobombas, una sustancia de presurización adicional e inerte para la reacción o la presurización autógena del tanque de oxidante.

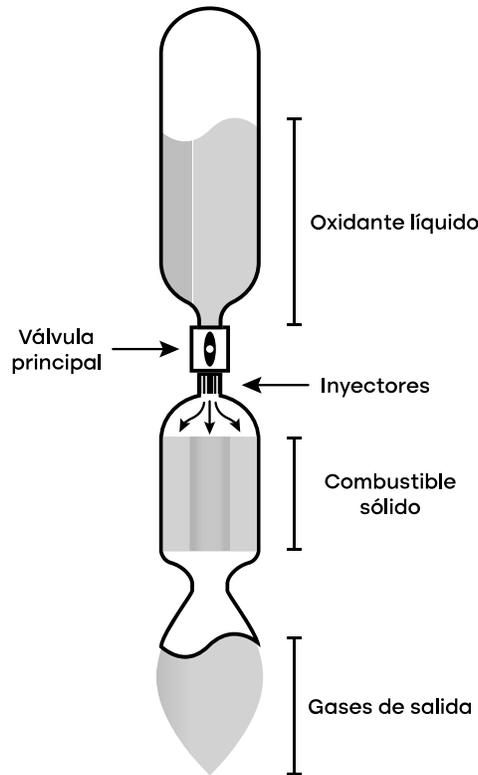


Figura 2.3: Diagrama de los elementos básicos en un motor cohete híbrido.

Los motores híbridos son comunes en el uso académico, ya que tienen un margen de seguridad y facilidad de operación mayor a los líquidos, con la capacidad de regular la reacción y capacidad de parar o reiniciar la combustión, características que no poseen los sistemas de propulsión sólida.

2.4. Instrumentación electrónica

La instrumentación es una rama de la ingeniería centrada en el diseño, desarrollo y aplicación de dispositivos para medir y controlar variables físicas y químicas; específicamente, el uso de instrumentación electrónica es relevante en la automatización y control de procesos industriales modernos.

Los sensores y transductores son componentes primordiales en la medición de cantidades como temperatura, presión, flujo, nivel, posición, velocidad, fuerza, etc. El término sensor debe distinguirse de transductor. Este último es un convertidor de un tipo de energía en otro, mientras que el primero convierte cualquier tipo de energía en energía eléctrica específicamente [14]. Los transductores pueden usarse como actuadores, los cuales pueden describirse como lo opuesto a un sensor. Convierte la señal eléctrica en energía generalmente no eléctrica. Un ejemplo son las electroválvulas, dispositivos que convierten señales eléctricas en movimiento mecánico para regular el flujo de gases o líquidos en un sistema.

Idealmente, un sistema de medición convierte una señal de entrada en una señal de salida de manera instantánea, siguiendo una regla de conversión previamente establecida y constante. Sin embargo, en la práctica, los sensores no generan la información de forma instantánea y suelen introducir errores debidos a múltiples factores en el proceso de conversión. Por lo tanto, la precisión de un sensor se define como su capacidad para reproducir el comportamiento de un sistema ideal, minimizando dichos errores.

2.4.1. Interfaz de los sensores

La interfaz de un sensor es un circuito electrónico que permite obtener la información generada por el sensor, produciendo una señal de salida adecuada para mostrar la lectura o continuar con su procesamiento [15].

Tabla 2.1: Comparación de características de los tipos de salidas analógicas en sensores.

Característica	Tipo de salida	
	Diferencia de potencial	Corriente
Simplicidad	Suele ser más simple de integrar en sistemas de medición, debido a que la medición de tensión se hace en paralelo con un circuito independiente.	Puede requerir un acondicionamiento de señal adicional para ser compatible con los sistemas de medición, ya que la corriente se mide en serie.
Consumo de energía	Los consumos de corriente son menores y puede operar a menor tensión, haciendo que sean una opción de bajo consumo de energía.	Requieren mayor potencial eléctrico de excitación y su naturaleza hace que tengan un consumo constante de corriente, usualmente consume mayor energía.
Integridad de la señal	Hay una caída de tensión en largas distancias o usando cables de bajo calibre, la impedancia de carga puede hacer variar la medición.	La corriente permanece constante incluso a largas distancias, sin degradación de la señal, la precisión de la medición no se ve afectada por la impedancia de carga.
Ruido e interferencia	Es más susceptible al ruido eléctrico y a las interferencias electromagnéticas, especialmente en largas distancias.	Es menos susceptible a la interferencia electromagnética, lo que la hace ideal para entornos industriales y aplicaciones de larga distancia.
Costo	Los sensores de tensión suelen ser más económicos relativamente, debido a su simplicidad de diseño.	Estos sensores suelen ser más caros por la complejidad de diseño y los componentes necesarios para generar una señal estable.

El acondicionamiento de una señal es una transformación funcional necesaria para realizar la medición de cantidades eléctricas provenientes de un sensor, de manera consistente, a partir de un estímulo físico en el mismo. La salida de un sensor puede ser en la forma de diferencia de potencial eléctrico, corriente, alguna modulación en la frecuencia o el ciclo de trabajo de una señal, un protocolo de comunicación serial, entre muchas otras.

En el caso de las salidas analógicas, son señales eléctricas continuas que varían en magnitud con relación al estímulo físico registrado por los sensores. Estas señales pueden ser en forma de diferencia de potencial o corriente y representan el valor de la medición en un rango especificado por el fabricante. En la tabla 2.1 se muestran las características de cada tipo de salida analógica en sensores.

Convertidor Analógico-Digital

El propósito principal de un sistema de adquisición de datos es capturar y convertir señales analógicas provenientes de los sensores en datos digitales que pueden ser procesados y analizados por computadoras u otros dispositivos electrónicos. Esto se logra mediante la utilización de componentes electrónicos especializados, como convertidores analógico-digitales (ADC por sus siglas en inglés).

Una señal analógica es aquella que es continua en su amplitud y en el tiempo. Para hacer la adquisición de datos usando un sistema digital, como lo es un microcontrolador, se debe hacer una conversión en la que se aproxima la señal original de dos formas: con una cuantización de amplitud y una cuantización en el tiempo.

Desde el punto de vista de la amplitud, en primer lugar se establecen límites donde la señal puede existir; en segundo lugar, este rango de amplitud se divide en un conjunto finito de valores discretos que puede tomar. El rango de la señal es el valor máximo que puede tomar menos el valor mínimo, la precisión es el número de valores distintos que puede tomar en el dominio digital y la resolución es el cambio más pequeño en el valor de la señal que es posible detectar.

La cuantización en el tiempo es realizar el muestreo de la señal a un intervalo de tiempo finito, generando un conjunto de datos donde cada valor de la señal muestreada tiene asociado un momento puntual en el tiempo. El teorema de Nyquist-Shannon es un postulado matemático que dice que si una señal es muestreada a una frecuencia constante, la señal reconstruida por los datos adquiridos sólo puede contener componentes con frecuencias en un rango de entre una frecuencia cero (componentes constantes) y la mitad de la frecuencia de muestreo [16].

La mayoría de microcontroladores actuales tienen integrado un periférico ADC para convertir señales de sensores analógicos a un formato digital en aplicaciones embebidas. Existen varios tipos de ADC, cada uno con su propio método de conversión y aplicaciones específicas, como los de aproximación sucesiva, de rampa digital, de conversión sigma-delta, tipo *flash*, por mencionar algunos [17].

2.4.2. Sensores de temperatura

Los sensores eléctricos de temperatura más comunes son los termopares, termistores y detectores resistivos de temperatura. Las resistencias dependientes de temperatura suelen mostrar un cambio en su conductividad con la variación de temperatura. Por otro lado, los sensores basados en efecto termoeléctrico generan una diferencia de potencial en respuesta a la temperatura. Son considerados sensores relativos porque su salida depende de la diferencia de temperatura entre dos secciones; para medir la temperatura, una sección servirá de referencia y su temperatura absoluta deberá medirse con un sensor absoluto independiente.

Los termorresistores o detectores resistivos de temperatura consisten en un alambre metálico fino y, por lo general, fabricado con platino debido a sus características de larga vida útil, estabilidad, además de ser el metal que proporciona el rango lineal de operación más amplio [18].

Su sensibilidad está medida con el coeficiente de temperatura T_C , con unidades de porcentaje de resistencia por grado de variación en la temperatura.

$$T_C = \frac{\Delta R}{R} \frac{1}{\Delta T}$$

El comportamiento de la resistencia del platino se aproxima mediante las ecuaciones Callendar-Van Dusen [14], que son polinomios que constituyen la siguiente función

$$R(T) = \begin{cases} R_0 (1 + A \cdot T + B \cdot T^2 + C \cdot (T - 100)T^3) & \text{si } -200^\circ[\text{C}] \leq T < 0^\circ[\text{C}] \\ R_0 (1 + A \cdot T + B \cdot T^2) & \text{si } 0^\circ[\text{C}] \leq T < 650^\circ[\text{C}] \end{cases} \quad (2.31)$$

donde A , B y C son parámetros determinados por la construcción del sensor.

2.4.3. Sensores de presión

En la mayoría de casos, los sensores de presión tienen elementos cuya deformación o movimientos son medidos y convertidos en una señal eléctrica que representa el valor de presión experimentado. En la actualidad, muchos de estos sensores son fabricados con membranas de silicio mediante micromaquinado.

Un sensor de presión piezorresistivo consiste en un diafragma de silicio delgado como material elástico y una galga extensiométrica creada con impurezas en el diafragma [14]. Un cambio en la resistencia es proporcional al esfuerzo mecánico en el diafragma, que a su vez es provocado por la presión ejercida, como se muestra en la figura 2.4. Normalmente se aplica una compensación relacionada a la temperatura, agregando a los elementos piezorresistivos una resistencia en serie o paralelo, estable con el cambio de temperatura.

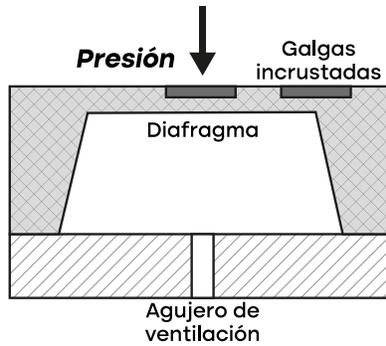


Figura 2.4: Vista de sección con la ubicación de las galgas extensiométricas en el diafragma de silicio. Adaptado de [14]

Con una diferencia de presión a través de la membrana, en su centro, la deflexión y el esfuerzo son aproximadamente funciones lineales de la presión.

2.4.4. Celdas de carga

Las celdas de carga son dispositivos de medición que se utilizan para convertir una fuerza, generalmente un peso, en una señal eléctrica. Esta señal eléctrica puede ser medida y utilizada para determinar la magnitud de la fuerza aplicada. Su principio básico de funcionamiento es la deformación elástica del material con el que se fabrican. En su interior contienen un elemento sensible a la deformación, una galga extensiométrica como la figura 2.5, que en conjunto con un puente de Wheatstone puede generar una señal eléctrica a partir de la pequeña variación en la resistencia.

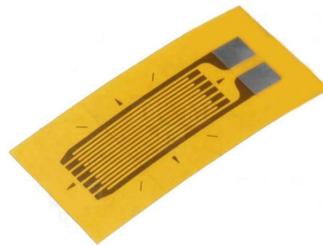


Figura 2.5: Galga extensiométrica comercial típica [19].

El puente de Wheatstone que se muestra en la figura 2.6 típicamente aplica una diferencia de potencial eléctrico constante como tensión de excitación, donde una variación en una de las resistencias produce un cambio en la diferencia de potencial entre los nodos centrales de cada rama.

La salida del puente está descrita por la ecuación

$$V_o = \left(\frac{R_1}{R_1 + R_2} - \frac{R_3}{R_3 + R_4} \right) V_i \quad (2.32)$$

donde V_i es la tensión de excitación y V_o es la señal de salida.

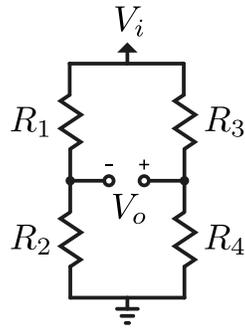


Figura 2.6: Circuito clásico del puente de Wheatstone.

En las celdas de carga, alguna de las cuatro resistencias es la galga extensiométrica y las demás son resistencias de un valor muy cercano. Para que la salida del puente sea cero se debe cumplir que las impedancias estén balanceadas según la siguiente expresión.

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{R_3}{R_4} \quad (2.33)$$

Capítulo 3

Estado del arte

En la literatura existen diversos trabajos de alumnos y equipos universitarios dedicados a la coherencia experimental que han desarrollado sistemas de propulsión híbrida. Los sistemas de adquisición de datos modernos incorporan sensores industriales, unidades de procesamiento y almacenamiento de datos de alta velocidad, interfaces de transmisión de datos y herramientas de visualización de la información en tiempo real usados en bancos de prueba y plataformas de lanzamiento.

A continuación, se pretende proporcionar una visión actualizada de los avances y conocimientos existentes en el desarrollo de sistemas de adquisición de datos usados para el llenado y encendido de cohetes líquidos o híbridos. Se busca identificar las tecnologías, metodologías y enfoques utilizados por la comunidad universitaria alrededor del mundo en el desarrollo de este tipo de lanzadores. Asimismo, se buscará reconocer las limitaciones y desafíos existentes, con el propósito de establecer una base sólida para el desarrollo de una propuesta eficiente en el contexto de este proyecto.

3.1. Cohetes híbridos universitarios

Capital Rocket Team

El equipo *Capital Rocket Team* (CRT) es un grupo estudiantil de la Universidad de Brasilia que en 2022 voló el primer cohete híbrido de competencia en Latinoamérica [20]. El apogeo alcanzado por el vehículo "Circe" fue de 1 [km] sobre el nivel del suelo.

Para la fabricación del motor emplearon válvulas solenoides automotrices para inyección de óxido nítrico, conexiones de latón y modificaron tanques comerciales de oxígeno medicinal para usarlos como tanques de vuelo. La activación de su válvula principal era manual a través de un sistema de cuerdas y poleas. La figura 3.1 muestra el sistema montado previo al lanzamiento. Su sistema de propulsión se desarrolló en las instalaciones del Laboratorio de Propulsión Química de la Facultad Gama de la Universidad de Brasilia.



Figura 3.1: Cohete "Circe" en su riel de lanzamiento durante el *Latin American Space Challenge 2022* en São Paulo, Brasil.

Delft Aerospace Rocket Engineers

El equipo *Delft Aerospace Rocket Engineers* (DARE) de la Universidad Tecnológica de Delft desde 2009 ha estado desarrollando la familia de vehículos "Stratos". Su vehículo "Stratos II" utilizaba un motor híbrido de óxido nitroso, parafina y aluminio. Durante su lanzamiento presentó una fuga en el sistema de alimentación de oxidante, provocando que la válvula principal de oxidante se congelara e impidiendo el encendido del motor [21]. 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], siendo el mayor apogeo estudiantil en Europa en su momento [22]. Usó un motor híbrido con el mismo propelente que su antecesor y durante su desarrollo realizaron catorce pruebas de quemado estático a lo largo de dos años. Con este conjunto de pruebas se caracterizó el motor y las métricas de desempeño reportadas en la tabla 3.1 son los valores nominales [23].

Tabla 3.1: Métricas de desempeño del motor "DHX-200 Aurora" usado en el cohete "Stratos II+".

Métrica	Valor	Unidades
Tiempo de quemado	25	s
Empuje máximo	12	kN
Empuje promedio	8	kN
Impulso total	180	kN·s
Impulso específico	205	s

Para su instrumentación usaron: dos celdas de carga para obtener información sobre la masa de oxidante en los tanques y medir la fuerza de empuje generada por el motor, sensores de presión en el

sistema de alimentación, tanques de vuelo y cámara de combustión. También colocaron ocho sensores de temperatura para monitorear la temperatura del proceso de combustión.

Para realizar las pruebas de quemado estático montaron el sistema con la instrumentación mostrada en la figura 3.2. Esta configuración permite el monitoreo y encendido completamente remoto y con la posibilidad de extinguir la combustión mediante la inyección de nitrógeno en fase gaseosa.

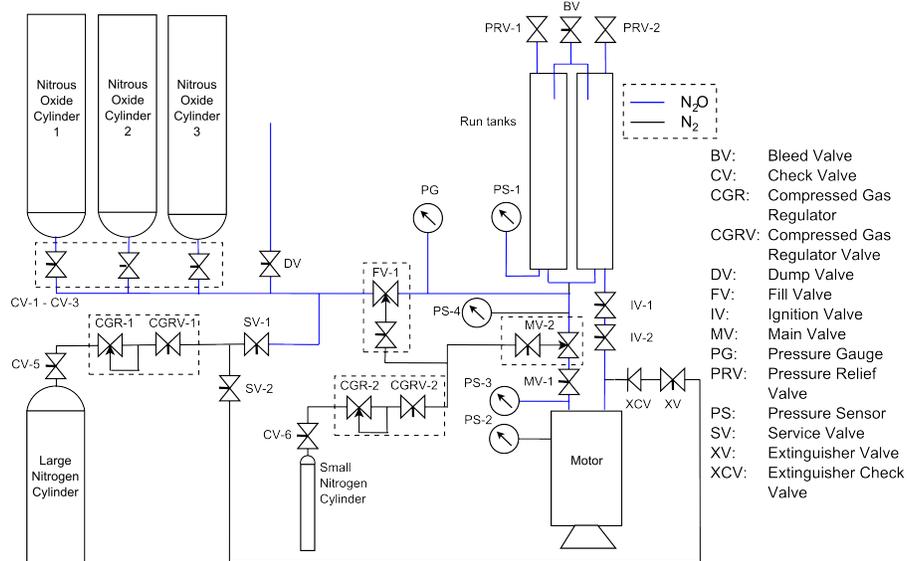


Figura 3.2: Diagrama de tuberías e instrumentación de la configuración de pruebas de quemado estático del motor "DHX-200 Aurora" [24].

El equipo basó su hardware en un sistema de adquisición de datos y controlador industrial comercial CompactRIO de la empresa National Instruments. Para el software de control de misión se creó una interfaz en LabVIEW con las siguientes características:

- **Sistema automatizado de revisión de estado:** Rutina que verifica la completa funcionalidad del sistema y señala los actuadores que no puedan ser activados.
- **Control del llenado y presurización:** Rutina de activación de las válvulas de llenado y ventilación del tanque de vuelo para producir la transferencia de oxidante mediante el mecanismo de presurización autógena.
- **Secuencia de encendido:** Rutina de activación de actuadores e ignitores que registra los tiempos de cada etapa y puede cancelar la operación bajo condiciones previamente especificadas.
- **Diagnóstico en tiempo real:** Rutina de monitoreo durante el funcionamiento del motor que procesa y muestra las variables físicas del sistema además de notificar posibles fallas.
- **Secuencia de aborto:** Rutina para detener completamente la combustión en caso de cancelar la prueba de quemado estático una vez comenzada.

Hybrid Engine Development

El equipo *Hybrid Engine Development* (HyEnD) de la Universidad de Stuttgart desde el año 2012 se enfoca en el desarrollo de motores híbridos con el apoyo del programa *STudentische Experimental RaketeN* (STERN) del 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.

En el año 2016 alcanzaron un apogeo de 32.3 [km] con su cohete "Hero3" lanzado desde el centro de investigación *European SpacereSearch RANGE* al norte de Suecia, rompiendo el récord de altitud establecido por DARE un año antes [25].



Figura 3.3: Carro con el sistema de soporte en tierra para el proyecto "N₂ORTH" [26].

En el año 2023 lograron un nuevo récord de altitud mundial para motores cohete híbridos al llegar a 64 [km] con el vehículo "N₂ORTH". El propelente era óxido nítrico y un combustible basado en HTPB, desarrollado por el equipo. Las métricas de desempeño del motor "HyLIGHT" se muestran en la tabla 3.2. El sistema de propulsión mostró un rendimiento excepcional ya que usa un modo de inyección *blow down*, que consiste en usar la presurización autógena del óxido nítrico en combinación con helio en fase gaseosa a muy alta presión, esto mejora la diferencia de presiones entre el tanque y la cámara de combustión [26].

La figura 3.3 muestra el equipo de soporte en tierra montado en una estructura móvil, en este ensamble se integran todos los elementos que permiten el llenado del tanque y el encendido del motor.

Entre sus componentes hay válvulas neumáticas, reguladores de presión, sensores de temperatura, sensores de presión y un medidor de flujo másico por efecto Coriolis. Su sistema electrónico tiene una Raspberry Pi como procesador central y diversas tarjetas periféricas con microcontroladores STM32,

todo conectado en un bus CAN. Por otro lado, la conexión hacia el control de misión se realizó por Ethernet. Además, para tener un mejor control en el llenado se utilizaron tanques intermedios llenados con nitrógeno líquido que posteriormente se calentaba para funcionar como fuente de presión adicional.

Tabla 3.2: Métricas de desempeño del motor "HyLIGHT" usado en el cohete "N₂ORTH".

Métrica	Valor	Unidades
Tiempo de quemado	40	s
Empuje máximo	15	kN
Empuje promedio	10	kN
Impulso total	267	kN·s
Impulso específico	224	s

3.2. Sistemas de monitoreo y encendido en motores cohete híbridos experimentales

Universidad Libre de Bruselas

El departamento *Aero-Thermo-Mechanics* de la Universidad Libre de Bruselas (ULB), en conjunto con la *Royal Military Academy* de Bélgica, desarrolló un banco de pruebas para un motor cohete híbrido de óxido nítrico y parafinas [27]. El sistema está basado en el software LabVIEW, una tarjeta National Instrument USB-6218, un termómetro Extech TM500, sensores analógicos y una tarjeta de actuación de válvulas e ignitores. La figura 3.4 muestra el interior de la caja de control con los componentes eléctricos.



Figura 3.4: Interior de la caja de control y adquisición de datos fabricada por el departamento *Aero-Thermo-Mechanics* de la ULB [27].

Universidad de Saint Louis

Integrantes del *Rocket Propulsion Laboratory* (RPL) de la Universidad de Saint Louis desarrollaron un sistema de adquisición de datos para un banco de pruebas de motores cohete sólidos e híbridos.

Colocaron sensores analógicos en conjunto con un sistema de adquisición de datos comercial USB-6008 de National Instruments y una interfaz en LabVIEW para registrar los datos en una computadora personal. Para la estimación del flujo másico hacia la cámara de combustión usaron dos transductores de presión. Para conocer la presión del tanque de oxidante colocaron galgas extensiométricas en el exterior como forma de medición indirecta a partir de la deformación [28].

Dewesoft

La empresa de ingeniería y comercialización de productos electrónicos Dewesoft ha patrocinado proyectos relacionados a cohetes híbridos facilitando equipos de adquisición de datos para la caracterización del sistema de propulsión. En el año 2022 el equipo italiano *Skyward Experimental Rocketry* desarrolló el motor híbrido "Chimaera" y realizó sus pruebas de quemado estático usando un sistema de desarrollo propio, cuyo esquema general se muestra en la figura 3.5, en combinación con el equipo comercial SIRIUS de Dewesoft.

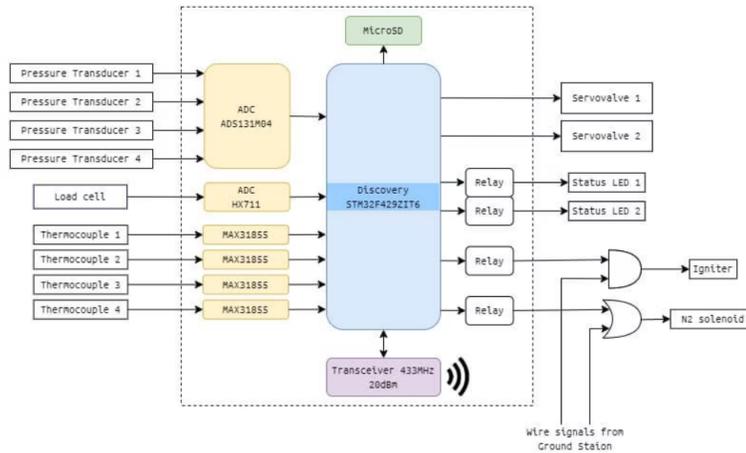


Figura 3.5: Arquitectura general del sistema de adquisición de datos y actuación desarrollado por *Skyward Experimental Rocketry* [29].

Mientras que en el sistema desarrollado por el equipo las frecuencias de muestreo están limitados por los convertidores de analógico a digital específicos de cada tipo de sensor, el sistema comercial tiene una frecuencia de muestreo igual para todas las variables físicas y de mayor rapidez, como lo muestra la tabla 3.3 en la que se compran las frecuencias de muestreo.

Tabla 3.3: Frecuencias de muestreo para las tres principales variables físicas en los sistemas de adquisición de datos usados para caracterizar el motor "Chimaera" [29].

	Sistema estudiantil		Sistema comercial	
	Sensor	Frecuencia [Hz]	Sensor	Frecuencia [Hz]
Temperatura	Termopar RS Pro	10	Termopar RS Pro	5000
Presión	Trafag 8252	1000	Keller 33Xe	5000
Fuerza	546QD 110 kgf	80	CAMI 2000 kgf	5000

Capítulo 4

Metodología

El proceso para elaborar el sistema de adquisición de datos e ignición sigue la estructura general de diversas metodologías de diseño de producto: identificar las necesidades del sistema, especificar los requerimientos técnicos, proponer y evaluar conceptos de diseño, realizar el diseño detallado, evaluar las soluciones de forma iterativa, iniciar la manufactura e integración, realizar pruebas de validación y ajustes necesarios, usar el sistema para su propósito principal y evaluar su desempeño final.

Según Ullman [30] existen cuatro etapas en la vida de un producto. Por el limitado tiempo para su realización, este trabajo solo se concentra en las primeras tres etapas: desarrollo del producto, producción y entrega, y uso del producto. Donde las tres medidas generales de efectividad en un proceso de diseño son el costo, la calidad y el tiempo. Sin importar el producto que se está desarrollando, siempre se buscará minimizar el costo, minimizar el tiempo de desarrollo y maximizar la calidad. Todo sujeto a las limitaciones y restricciones de cada proyecto.

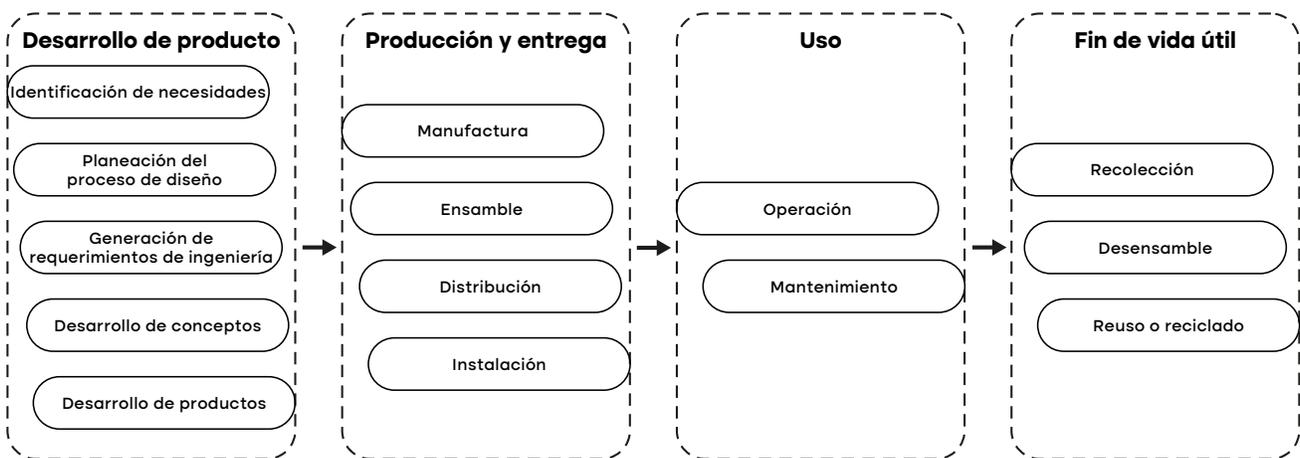


Figura 4.1: Etapas de la vida de un producto descritas por Ullman. Adaptado de [30]

Dentro del flujo de trabajo del equipo Propulsión UNAM se usa una plantilla de reporte de diseño que consta de cinco secciones:

1. **Definición del proyecto:** Responde a las preguntas ¿Cuáles son las motivaciones para empezar el proyecto?, ¿Cómo es que el desarrollo se relaciona con las metas generales del equipo?, ¿Qué resultados se esperan obtener?, ¿Qué alcance tendrá y de qué recursos se dispone?, etc.
2. **Generación de requerimientos:** Proporciona una delimitación de las características técnicas que debe tener el producto. Incluye un listado de las necesidades y expectativas, una revisión del estado del arte y una tabla de requerimientos con descripciones de las condiciones de aceptación.
3. **Diseño conceptual:** En esta sección se reportan las ideas generadas a través de bocetos, esquemas, fotografías, *renders*, etc. Especifica el método o proceso con el que se llegó a cada idea y documenta la creación de prototipos o diseños previos que estén relacionados. Además, incluye la evaluación de conceptos y elección de una propuesta de solución.
4. **Diseño de detalle:** En ella se explica completamente el proceso de diseño de la solución seleccionada, incluye los modelos matemáticos, cálculos y simulaciones, modelos tridimensionales generados por computadora, planos de fabricación, lista de partes, etc. En esta sección se registra el proceso de manufactura, los resultados de la verificación y material relacionado a pruebas del sistema.
5. **Seguimiento:** En esta sección se registran las personas que participaron en el desarrollo del sistema, así como sus comentarios sobre el estado más actualizado de la implementación y cualquier observación que pueda ser útil para futuros diseños basados en ese producto.

El Apéndice A contiene el documento con las secciones completas.

4.1. Diseño

Para comenzar con el diseño se deben definir las necesidades. Son demandas para resolver algún problema, desafío o situación insatisfactoria. En el contexto de la ingeniería conllevan fijar metas y objetivos para la creación de una nueva tecnología o la mejora de alguna solución existente.

La fase de planeación de diseño implica asignar los recursos económicos, de capital humano, herramientas, instalaciones y tiempo para llevar a cabo toda la etapa del desarrollo de producto. Se definen al equipo de diseño y los recursos que tendrán, esto se decide con relación a las necesidades, la experiencia previa y las capacidades de las que se dispone. Una situación recurrente es el dilema sobre qué aspectos del diseño priorizar. Como se ilustra en la figura 4.2, el aumento de uno de ellos modifica los otros dos.

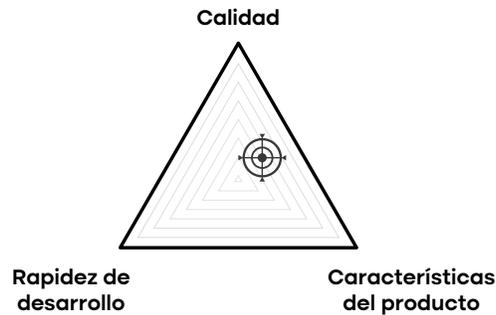


Figura 4.2: Diagrama del dilema en diseño de productos que relaciona la cantidad de características, la rapidez de desarrollo y la calidad general.

La generación de requerimientos técnicos permite a su vez asignar tareas específicas y asociarlos a un parámetro de evaluación para saber si se están logrando resolver las necesidades planteadas. Consisten en características técnicas que el producto debe poseer, basadas en lo que se espera que pueda hacer y lo que no deba hacer el producto final. Una diferencia entre las necesidades y los requerimientos es que las primeras provienen de los clientes o personas interesadas en que se resuelva la situación insatisfactoria inicial, mientras que los requerimientos son generados por el equipo de diseño con base en sus conocimientos de ingeniería.

Una vez que se tienen claros los requerimientos y la organización del equipo de diseño, se pueden generar tareas específicas con una persona o un grupo de personas responsables de su ejecución, se fija un plazo de tiempo, una asignación de recursos y se establece su relación con otras tareas. A veces la realización de alguna tarea depende del progreso de otra. Para lograr una buena planificación es importante conocer esta información y hacerla llegar a todo el equipo de trabajo. Una herramienta común para registrar y comunicar esta lista de tareas es el diagrama de Gantt.

El desarrollo de conceptos es propiamente la creación de propuestas de diseños para lograr un producto que cumpla con las especificaciones delimitadas, se componen de distintas actividades como son: la investigación y estudio del problema que se está abordando, una revisión del estado del arte, el proceso creativo de los diseñadores para relacionar conceptos previos y proponer nuevas soluciones, la generación de representaciones físicas de las ideas y evaluaciones preliminares de cómo integrar las iniciativas.

El desarrollo del producto consiste en llevar a cabo una comparación objetiva de todos los conceptos de diseño propuestos durante la etapa anterior, para hacer la comparación existen distintas herramientas y técnicas, por ejemplo, el método Pugh o matriz de decisión [30]. Después de la selección de conceptos se comienza a trabajar cada propuesta a detalle. Esto involucra la elaboración de descripciones cuantitativas de las propiedades del producto, creación de dibujos mecánicos, diagramas eléctricos, modelos tridimensionales por computadora, cálculos matemáticos, etc. Conforme se avanza más en el diseño es importante realizar nuevas evaluaciones y modificar los diseños según las conclusiones de estas evaluaciones.

De esta etapa se espera obtener la información necesaria para la manufactura e implementación del sistema, esto consiste habitualmente en una lista de partes (*Bill of materials*), planos de construcción, archivos digitales para manufactura y documentación que permita la integración correcta de *software* con la arquitectura de *hardware* diseñada.

4.2. Implementación

El proceso de manufactura algunas veces se limita a la integración de componentes comerciales, otras veces es la creación de piezas a partir de materias primas usando métodos de mecanizado u otros procesos de manufactura. En cualquier caso debe existir una congruencia entre el diseño y las capacidades reales de construcción. Para tener un producto manufacturable Ullman [30] sugiere tener presente desde la etapa de diseño el esquema de relaciones que muestra la figura 4.3.

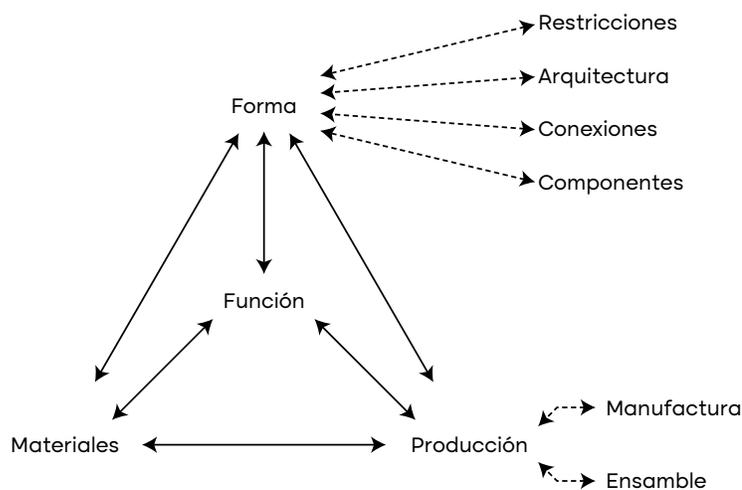


Figura 4.3: Elementos a considerar en el proceso de diseño según Ullman. Adaptado de [30]

Se comienza por entender las restricciones generales que tiene el producto y después se plantea una arquitectura, se seleccionan los componentes a utilizar y las conexiones entre ellos. No solo deben considerarse las restricciones operativas, sino también las capacidades de manufactura y ensamble. Ignorar estas actividades puede resultar en un producto muy difícil de producir, instalar o recalibrar.

En ocasiones, es recomendable crear un prototipo que simplifique la implementación para alcanzar la fase de validación minimizando el tiempo y los costos. De esta manera, se pueden realizar cambios durante el diseño o la implementación que mejoren el producto. Los prototipos pueden ser de cuatro tipos: prueba de concepto, prueba de producto, prueba de proceso y prueba de producción [30].

Los prototipos de prueba de concepto se centran en lograr la funcionalidad, es decir, que cumplan los requerimientos de diseño. No tienen relevancia las medidas, materiales usados o el proceso de ma-

nufactura. Por otro lado, la prueba de producto además de la funcionalidad evalúa las geometrías, materiales y el proceso de manufactura. En este prototipo se busca que los materiales y el proceso de fabricación sean lo más similares posibles a los de diseño.

En la prueba de proceso se deben usar los materiales y proceso de manufactura exactos de la versión final para verificar la compatibilidad del proceso de manufactura, las dimensiones y los materiales. Para los prototipos de prueba de producción se deben fabricar como lo dicta el diseño, se centra en la fabricación y distribución.

Otra forma de facilitar la implementación es dividir el sistema en módulos funcionales. Esto permite distribuir el trabajo entre más personas y facilita la localización de fallas. Sin embargo, no se debe abusar de la división, ya que implica la tarea de reintegrar los módulos posteriormente y puede representar más esfuerzo en algunos casos. Se debe tomar en cuenta el tamaño del equipo de trabajo, la efectividad de la comunicación y la experiencia previa en desarrollo de producto.

Con la simplificación del sistema y con la división de tareas se minimizan los costos y el tiempo de desarrollo, mientras que con el análisis crítico y el número de iteraciones se maximiza la calidad. Como lo expresa Akin [31] en sus segunda y tercera "leyes": se debe considerar más de una iteración para generar un producto y estas iteraciones deben ser las mínimas necesarias para cumplir con los requerimientos, a su vez, estos deben ser realistas y asequibles.

Durante la integración se deberán resolver los conflictos menores que surjan y documentarlos para una futura optimización del diseño. De ser una falla mayor se deberá finalizar ahí esa iteración y regresar a la etapa de diseño. Las fallas mayores de diseño se identifican porque son aquellas que no permiten cumplir con todos los requerimientos planteados.

4.3. Evaluación

La verificación y la validación de producto pueden ser similares en su naturaleza, pero los objetivos son fundamentalmente distintos: la verificación se relaciona a evaluar los requerimientos durante las distintas etapas de diseño y producción, la validación es probar que el producto tiene una funcionalidad efectiva bajo la operación típica y en condiciones realistas.

Verificación

La verificación tiene como objetivo comparar el desempeño del producto con los requerimientos de ingeniería. El desempeño es el conjunto de medidas que describen el comportamiento del producto durante su uso. La evaluación de los requerimientos se basa principalmente en valores numéricos que deben indicar, si es necesario, qué aspectos del producto deben modificarse y en qué medida, para cumplir los requerimientos. Según el manual de ingeniería de sistemas de la NASA existen los siguientes métodos de verificación [32]:

- **Análisis:** Mediante el uso de modelos matemáticos o técnicas analíticas se puede predecir el comportamiento del producto y compararlo con los requerimientos, estos resultados están basados en cálculos o datos de experiencias previas. Un modelo es una representación matemática de la realidad y una simulación es la manipulación de ese modelo para obtener estimaciones del desempeño.
- **Demostración:** Es el proceso de evidenciar que el producto cumple con algún requerimiento específico mediante su uso exitoso, se distingue de una prueba porque en la demostración no hay una recolección de datos detallada. involucran el uso de modelos físicos como prototipos o el producto final.
- **Inspección:** Es la examinación visual del producto, normalmente sirve para verificar la geometría, dimensiones, colores y otras propiedades de forma.
- **Prueba:** Es el uso del producto en condiciones que permiten registrar su desempeño de forma cuantitativa, esto involucra el uso de instrumentación y el registro de mediciones detalladas. La intención es obtener información para verificar el producto o poder verificarlo con un análisis posterior basado en la información obtenida.

Para el inicio de la verificación se necesita el producto a verificar, los requerimientos de ingeniería con criterios de aceptación asociados, un plan de verificación y equipo de apoyo que se pueda necesitar.

En el contexto de productos espaciales la NASA reconoce cuatro grados de evaluación [32]:

- **Verificación:** Es el proceso formal que usando el método de análisis, inspección, demostración o pruebas confirma que el sistema y sus componentes asociados satisfacen todos los requerimientos. El proceso de verificación se aplica por diseño, independientemente del número de unidades generadas.
- **Cualificación:** Es la evaluación que asegura que el producto cumple con la funcionalidad y desempeño requeridos en condiciones similares a las esperadas durante su funcionamiento. Un subconjunto de evaluaciones del programa de verificación es aplicado al producto en las condiciones extremas que podrían ocurrir para comprobar que funciona dentro de todo el rango esperado. El proceso de cualificación se aplica por diseño, independientemente del número de unidades generadas.
- **Aceptación:** Es una evaluación donde se aplica un subconjunto de pruebas del programa de verificación, con exigencias menores que las aplicadas en la cualificación, pero que son aplicadas en cada unidad producida después de su manufactura y como paso previo para afirmar que está lista para su uso.
- **Certificación:** Es una auditoría en la que se reúnen los resultados de las actividades de verificación como evidencia para indicarle a alguna autoridad de que el diseño generado es apto para su uso. La actividad de certificación se realiza una vez por diseño, independientemente del número de unidades fabricadas.

Validación

Una validación completa no solo evalúa que se cumplan los requerimientos, también estudia la variación del desempeño respecto a su manufactura, su proceso de ensamble, el paso del tiempo y los cambios ambientales. Con la evaluación del cambio en su funcionalidad se pueden introducir los conceptos de robustez de diseño y calidad del producto.

Mientras que la verificación evalúa si se hizo de manera correcta el producto, la validación evalúa si se hizo el producto correcto para las necesidades planteadas. En otras palabras, la validación es un proceso que tiene como objetivo asegurar que se están cumpliendo las expectativas del cliente. Las expectativas sobre el producto se definen por las necesidades, las metas y los objetivos.

La validación se posiciona hacia el final del ciclo de vida del producto y usa métodos similares a los de verificación: análisis, demostración, inspección y pruebas. La diferencia radica en hacer la evaluación respecto a las expectativas y no de los requerimientos.

En caso de que un producto apruebe la fase de verificación pero no la de validación puede ser un indicador de que el proceso de generación de requerimientos de ingeniería no fue adecuado. En tal caso, es necesario revisar las necesidades y objetivos generales para corregir los requisitos de ingeniería y repetir el proceso de diseño. Esto puede representar altos costos y más tiempo de desarrollo, por lo que es indispensable comprender plenamente las expectativas sobre el producto desde el inicio.

4.4. Análisis de resultados

Para el análisis de datos de un dispositivo de medición, primero se debe diferenciar entre precisión y exactitud. La exactitud proporciona información sobre qué tan cercano está el valor medido al valor real, mientras que la precisión indica la consistencia del proceso de medición, independientemente de la proximidad del valor obtenido al valor correcto [33]. La diferencia entre el valor real y el valor promedio de la medición es el error.

$$E = V_{medido} - V_{real}$$

donde E es el error absoluto, V_{medido} el valor de la medición y V_{real} el valor real.

El porcentaje de error, también llamado error relativo, es expresado como la razón del error absoluto y el valor real de la cantidad que se está midiendo.

$$\% \text{ error} = \frac{E}{V_{real}}$$

La exactitud se relaciona con el error, la magnitud del error es baja si un instrumento es más exacto. También es importante entender y estudiar las fuentes de error, existen dos categorías generales: errores sistemáticos y errores aleatorios.

Los sistemáticos hacen que la medición se desvíe del valor real por una cantidad fija, por otro lado, los errores aleatorios varían entre cada medición y no se pueden determinar sus causas exactas. Para los errores sistemáticos se deben identificar las causas y corregirlos, respecto a los errores aleatorios lo mejor que se puede hacer es calcular la media de un gran número de observaciones y caracterizarlos estadísticamente mediante una distribución normal.

Tabla 4.1: Diferencias entre los errores sistemáticos y aleatorios.

Error sistemático	Error aleatorio
Su minimización mejora la exactitud.	Su minimización mejora la precisión.
Tienen un valor consistente entre mediciones.	Magnitud impredecible. Puede ser positivo o negativo.
No se reduce con la repetición de las mediciones.	Puede reducirse con análisis de mediciones repetidas.
No se necesita caracterizar.	Se caracteriza con la media, varianza y desviación estándar.
Decrece con la calibración.	No es afectado por la calibración.

Para identificar y corregir los errores sistemáticos hay cuatro razones comunes de generación de estos errores [33]:

1. **Errores de calibración:** Son desviaciones predecibles en las mediciones a falta de un ajuste adecuado del instrumento. Todas las lecturas estarán desviadas en una dirección específica. Una vez identificados, los errores de calibración pueden ser corregidos mediante la recalibración del instrumento o la aplicación de factores de corrección a los datos.
2. **Condiciones ambientales:** Son condiciones físicas que modifican el comportamiento del instrumento, usualmente la temperatura es una variable que modifica el valor de las mediciones ya que afecta la resistividad de los materiales y provoca la dilatación térmica de los instrumentos. Otras variables a cuidar pueden ser la presión, humedad, vibraciones, composición química de la atmósfera, radiación solar o de otras fuentes, etc.
3. **Deformación del instrumento:** Cualquier instrumento sujeto a una fuerza experimenta una deformación, ya sea elástica o plástica, que pueden modificar la geometría del instrumento, propiedades mecánicas de los materiales, configuración del ensamble, etc.
4. **Errores evitables:** Son aquellos relacionados a la instalación incorrecta del instrumento o el registro erróneo de la medición por parte de un operador. Colocar mal el aparato, hacer la observación desde una posición desfavorable o no tarar el instrumento son algunos ejemplos de este tipo de errores.

Se debe llevar un registro de todas las calibraciones realizadas y de los resultados de las mediciones ayuda a identificar tendencias y posibles errores de calibración a lo largo del tiempo. Así como comparar las lecturas de un instrumento con las de otro que haya sido calibrado de forma independiente para detectar discrepancias.

Para el manejo error aleatorio se comienza por realizar N mediciones repetidas y a partir de ellas se calcula la media aritmética

$$\bar{V} = \frac{V_1 + V_2 + V_3 + \dots + V_N}{N} = \frac{\sum_{i=1}^N V_i}{N} \quad (4.1)$$

con esta media se calcula la varianza

$$\sigma^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (V_i - \bar{V})^2}{N} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N V_i^2 - \bar{V}^2 \quad (4.2)$$

La desviación estándar es una medida de la dispersión del conjunto de mediciones. Se determina con la raíz cuadrada de la varianza

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (V_i - \bar{V})^2} \quad (4.3)$$

La interpretación de los resultados dependerá en gran medida del fenómeno físico que se está analizando. Por lo tanto, es crucial que el análisis de los datos se realice en colaboración con expertos en el área, quienes pueden proporcionar la perspectiva necesaria para interpretar correctamente los resultados y validar la efectividad del sistema de adquisición de datos.

En el caso de un motor cohete, la interpretación de variables como presión, temperatura y fuerza requieren un entendimiento del funcionamiento del sistema de propulsión. Estas variables no sólo proporcionan información cuantitativa, sino también cualitativa sobre el estado del sistema y el comportamiento del motor bajo diferentes condiciones operativas.

Capítulo 5

Diseño

A continuación, se discuten los criterios y consideraciones clave que guiaron el diseño del sistema, incluyendo la seguridad, la fiabilidad, la facilidad de mantenimiento y la escalabilidad. Se explican las decisiones de diseño en función de estos criterios, así como las alternativas consideradas. Se explica el proceso de identificación de los requisitos del sistema hasta la generación de diseños por subsistema, la selección de componentes y la elaboración de diagramas y especificaciones técnicas. Se abordan aspectos como la elección de sensores adecuados, la configuración de sistemas de adquisición de datos y el diseño de circuitos de control.

5.1. Necesidades y requerimientos

5.1.1. Identificación de necesidades

Se comenzó el desarrollo de este sistema por la necesidad de contar con un sistema de propulsión cohete de alto rendimiento, es decir, con un impulso específico mayor al proporcionado por motores sólidos convencionales en la cohetaría experimental mexicana. Se evaluaron distintas opciones y finalmente se eligió un motor híbrido de parafinas con óxido nitroso. En esta configuración, el oxidante es una sustancia de presurización autógena en condiciones ambientales estándar, por lo que no hacen falta más componentes para su inyección hacia la cámara de combustión durante la reacción. Como consecuencia, el óxido nitroso se encuentra en estado bifásico entre un líquido saturado y un gas. La transferencia desde el tanque de almacenamiento en tierra hacia el tanque de vuelo tiene una interacción física compleja. Es necesario conocer el estado termodinámico de la sustancia dentro del tanque y con esa información tomar decisiones sobre el accionamiento de válvulas para lograr llenar la cantidad deseada.

El uso de contenedores y tuberías fabricados por Propulsión UNAM, así como las altas presiones alcanzadas, representan un riesgo mortal en caso de alguna falla, por lo que se necesita controlar el proceso de llenado e ignición desde una distancia segura y contar con un protocolo automático de aborto en caso de que se pierda el control remoto sobre el sistema. En relación con el funcionamiento del motor, se necesita poder cargar una cantidad específica de masa de oxidante dentro del tanque a una presión y temperatura definidas por los diseñadores del motor con cierto nivel de precisión para asegurar que el motor funcione en sus valores esperados.

Los sitios de lanzamiento en las competencias y eventos de cohetaría experimental son desiertos o zonas geográficas aisladas de asentamientos humanos, por lo que no se tiene acceso a los servicios básicos, entre ellos la conexión a la red eléctrica, razón por la que el sistema debe funcionar con baterías de alta capacidad y poder soportar la severidad de las condiciones ambientales.

A continuación se muestran las principales necesidades identificadas:

- Contar con autonomía energética para una sesión de prueba de quemado estático.
- Medir el estado termodinámico del tanque de oxidante.
- Medir las principales variables físicas de la cámara de combustión.
- Comunicar en tiempo real los datos registrados a otros sistemas.
- Permitir la evacuación segura automática del tanque de oxidante en caso de contingencia.
- Comenzar la ignición del motor de forma remota.
- Ser robusto a las perturbaciones ambientales y eventos climáticos.

5.1.2. Requerimientos de diseño

A partir de las necesidades identificadas se establecieron requerimientos para el proceso de diseño con parámetros cuantitativos asociados; cuando fue posible hacerlo, estos parámetros permitieron evaluar si el diseño satisfizo esas necesidades. Como se muestra en la tabla 5.2, el desarrollo se dividió en cuatro áreas de diseño: potencia eléctrica, instrumentación, procesamiento e interfaz y el montaje del sistema en las estructuras. En la tabla 5.1 se muestran los parámetros de evaluación de aquellos requerimientos que admitieron parámetros cuantitativos.

Tabla 5.1: Requerimientos con parámetros de evaluación asociados.

Nombre	Parámetro de aceptación	Unidades
PE-02	Tiempo de funcionamiento	mayor que 45 min
PE-03	Corriente total de salida	mayor que 5 A
IN-01	Presión manométrica máxima	mayor que 8 MPa
IN-02	Rango de temperatura	entre -10 y 50 °C
IN-03	Fuerza máxima	mayor que 4 kN
IN-04	Masa máxima	mayor que 20 kg
IN-04	Resolución	menor que 0.1 kg
IN-05	Número de canales	al menos 3 -
IN-07	Frecuencia de muestreo	al menos 20 Hz

Tabla 5.2: Requerimientos de diseño para el sistema de adquisición de datos.

Área	Nombre	Descripción
Potencia eléctrica	PE-01	Contar con una fuente de alimentación portátil.
	PE-02	Tener autonomía para la preparación previa, llenado y combustión total.
	PE-03	Poder suministrar la potencia eléctrica para las actuaciones de válvulas e ignitores sin afectar el funcionamiento de los demás componentes.
Instrumentación	IN-01	Medir presiones críticas del sistema.
	IN-02	Medir temperaturas críticas del sistema.
	IN-03	Medir fuerza de empuje del motor.
	IN-04	Medir la masa del tanque de oxidante.
	IN-05	Tener un número de canales eléctricos de potencia suficientes para la ignición y aborto del proceso de combustión.
	IN-06	Medir la continuidad de los ignitores.
	IN-07	Muestrear las variables con una frecuencia suficiente para capturar la dinámica física principal del llenado del tanque y la combustión.
	IN-08	Emitir indicaciones del estado de funcionamiento del sistema.
Procesamiento	PR-01	Hacer la adquisición de datos a una frecuencia de muestreo constante.
	PR-02	Contar con una interfaz serial para la comunicación de los datos en tiempo real.
	PR-03	Almacenar los datos de manera local para su posterior revisión.
	PR-04	Calcular los valores físicos en tiempo real con los modelos de cada sensor.
	PR-05	Contar con un protocolo de aborto de operaciones automático en caso de perder la comunicación.
Estructura	ES-01	Integrar todos los componentes dentro de una sola estructura.
	ES-02	Tener terminales y conectores expuestos para la rápida conexión de los sensores y actuadores.

5.2. Seguridad y protocolos de operación

La norma militar MIL-STD-882D [34] define la seguridad como la ausencia de condiciones que puedan causar la muerte, lesiones, incapacidad, pérdida de bienes o daños el medio ambiente. Normalmente no se puede alcanzar una seguridad total, así que se debe buscar un grado de seguridad que cumpla con la obligación de proteger al personal y que atienda los intereses del proyecto.

La NASA explica en su manual de seguridad de sistemas [35] el proceso de mejora incremental a partir de lograr un nivel de seguridad razonablemente posible. Esto quiere decir que para mejorar la seguri-

dad, se requiere comenzar a probar y usar el sistema diseñado hasta el punto en que un mayor incremento en la seguridad produce una reducción desproporcionada del desempeño técnico del sistema.

En la figura 5.1 ilustra el conjunto de alternativas de diseño de un sistema comparando la factibilidad económica y el desempeño técnico del producto contra el nivel de seguridad del sistema. Las combinaciones de máximo desempeño para un nivel de seguridad dado forman una frontera de lo más eficiente dentro de los diseños posibles. Idealmente se busca que el diseño esté sobre la frontera, adicionalmente para lograr impulsar las capacidades actuales y generar productos innovadores se busca que el diseño esté cerca del límite de seguridad razonablemente posible.

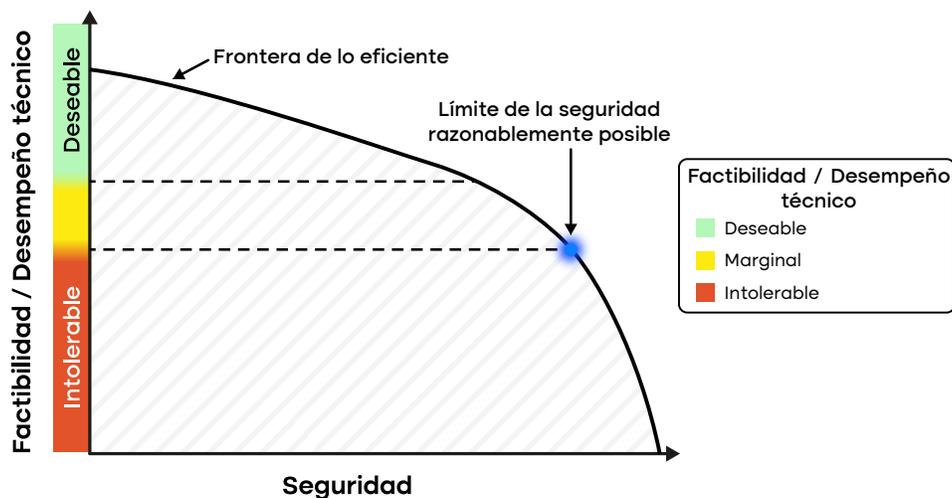


Figura 5.1: Gráfica de factibilidad y desempeño del producto contra seguridad. Adaptada de [35]

La seguridad de sistemas es la aplicación de ingeniería y logística para maximizar la seguridad, con las restricciones de tiempo, costos, condiciones de operación, etc. Algunos principios lógicos generados por una visión holística de la seguridad son:

- El costo de una metodología de prueba, error y corrección dicta la dependencia de los resultados analíticos y de simulaciones para identificar riesgos de seguridad.
- Incrementar la complejidad del sistema provoca que sea necesario usar técnicas más avanzadas que los mecanismos de evaluación de riesgos tradicionales por su limitada habilidad para identificar interacciones de riesgo en los subsistemas.
- Los sistemas que operan en el límite de las capacidades ingenieriles requieren mucha disciplina y rigor en su implementación, operación y supervisión.
- El uso de tecnologías no probadas antes requiere cautela en la ingeniería para protegerse de riesgos desconocidos, pero permite la generación de soluciones novedosas.

Al proponer medidas de seguridad, se debe hacer un análisis que sirva para identificar los escenarios más críticos que puedan tener consecuencias indeseables. Este análisis debe identificar los factores

de riesgo que convierten esos escenarios en críticos y proponer medidas de control enfocadas en esos factores de riesgo.

Seguridad en Hardware

El sistema no debe activar los canales eléctricos de potencia en ningún otro momento que no sea al recibir el comando de activación. El accionamiento inoportuno de estas salidas puede provocar una ignición no programada. Por esta razón, una guía de diseño fue colocar un interruptor mecánico exclusivamente para restringir la alimentación de estos canales. Además, el sistema debe notificar por otros medios, además de su canal de comunicación digital principal, el estado de funcionamiento y prevenir a las personas que pudieran estar en los alrededores cuando está a punto de comenzar una operación que represente un riesgo a la integridad de las personas.

Seguridad en Software

El sistema debe revisar que el estado termodinámico del tanque se encuentre dentro de los límites seguros y tomar las acciones de control necesarias en caso de alguna anomalía. En caso de que se pierda la alimentación o la comunicación con el control de misión, el sistema debe proceder a un estado por defecto en el que se eliminen los riesgos para que un operador se acerque al sistema.

Protocolo de operación

Con la intención de realizar la preparación del motor de forma segura para una prueba estática de quemado o un lanzamiento, se establecen los pasos secuenciales a seguir para minimizar el riesgo de accidentes:

1. Ensamblar los componentes mecánicos del motor en el banco de pruebas, o en el cohete y riel de lanzamiento, dependiendo del caso.
2. Colocar la instrumentación externa en el motor y el tanque de oxidante.
3. Colocar el sistema de monitoreo y encendido en su espacio designado.
4. Conectar la instrumentación al sistema de monitoreo y encendido.
5. Conectar el tanque de oxidante del motor al tanque de tierra.
6. Encender el sistema de monitoreo y encendido para corroborar su correcto funcionamiento.
7. Energizar los canales eléctricos y retirarse del banco de pruebas o base de lanzamiento, según sea el caso.
8. Comenzar con el proceso de llenado remoto.
9. Cerrar todas las válvulas y desconectar la línea de llenado.
10. Hacer la ignición del motor.

5.3. Alcance y limitaciones

Fue importante reconocer y abordar las limitaciones que afectaron el alcance y capacidades del sistema. Se encontraron múltiples restricciones en aspectos como el presupuesto, las tecnologías disponibles, la infraestructura con la que se contaba, el conocimiento técnico y otros factores que, en conjunto, delinearon las soluciones adoptadas. A continuación, se detallan las principales limitaciones identificadas y su influencia en el desarrollo del proyecto.

Presupuesto

Dado que es un proyecto escolar sin financiamiento externo, el precio de los componentes y materiales empleados, junto con los costos para realizar pruebas, fue limitado en un inicio a no más de \$3,000 para el costo unitario de un sistema de adquisición de datos y no más de \$15,000 para los costos de hacer una prueba de quemado estático de motor.

Tiempo

El plazo de entrega para el sistema fue fijado buscando el aprovechamiento oportuno del sistema en el proceso de preparación para la competencia *Spaceport America Cup 2024*. Con un periodo de tiempo total de dos meses para su diseño, construcción y validación.

Tecnología e infraestructura

Se dispuso del material acumulado durante la participación del autor en la división de electrónica en Propulsión UNAM. Esto incluyó fuentes electrónicas variables, multímetro, osciloscopio portátil, probador de componentes, estación de soldadura con cautín y pistola de aire caliente, placa caliente para soldadura superficial, pinzas antiestáticas y demás material básico de un laboratorio de electrónica.

La mayor parte del trabajo de diseño e integración se llevó a cabo en un domicilio particular. Las pruebas se realizaron en instalaciones de la facultad de Ciencias de la UNAM, así como el sitio de pruebas estáticas de Propulsión UNAM.

Por las limitaciones de tiempo y presupuesto antes mencionadas, los proveedores principalmente fueron tiendas de componentes electrónicos ubicadas en la Ciudad de México, con un catálogo relativamente limitado en comparación con distribuidores internacionales. Por esta misma razón no se tuvo acceso a los circuitos integrados más actuales al tiempo que se hizo el desarrollo.

5.4. Propuestas de diseño por subsistemas

Una tarjeta de circuito impreso, PCB por sus siglas en inglés, diseñada cuidadosamente y probada, puede ser extremadamente fiable y ajustarse mejor al propósito del proyecto, por otro lado, las tarjetas de desarrollo comerciales permiten un desarrollo mucho más rápido, beneficioso para proyectos con plazos ajustados o para fases iniciales de un proyecto. La decisión de realizar una tarjeta a la medida se fundamentó principalmente en las ventajas que traía poder usar un microcontrolador específico para estas tareas, en comparación con una tarjeta de desarrollo y un circuito en *protoboard*.

5.4.1. Procesamiento

Para la selección del procesador se tomaron en cuenta factores como el costo, tiempo de desarrollo, flexibilidad en la configuración, escalabilidad, fiabilidad, entre otros. En la tabla 5.3 se enlistan las características de cada tipo de sistema de procesamiento.

Al evaluar las ventajas de cada tipo de procesador se optó por hacer un diseño usando un microcontrolador individual, principalmente porque ya existía un antecedente con otros sistemas embebidos, por la fiabilidad que se necesita para manejar un sistema crítico y la proyección para escalar este sistema en un futuro.

Las opciones en las tiendas de electrónica iban desde microcontroladores de 8 bits hasta 32 bits, la gran mayoría con una tensión de operación de 3.3 [V] y algunos de 5 [V]. El microcontrolador seleccionado fue el STM32F103CBT6 porque cuenta con los protocolos seriales necesarios para su uso con los otros componentes, una cantidad de memoria y pines de propósito general suficientes, así como un encapsulado de dimensiones reducidas. En la tabla 5.4 se muestran sus características principales.

El conjunto de periféricos, su arquitectura de 32 bits y su frecuencia de reloj lo hicieron el microcontrolador más conveniente para esta aplicación, debido a la gran cantidad de interfaces que debe manejar simultáneamente y el procesamiento numérico que debe realizar con los valores medidos. Otra razón para seleccionar este microcontrolador fue su capacidad para comunicarse vía USB sin necesidad de usar componentes externos, además de dos resistencias para tener la impedancia indicada por el estándar.

Tabla 5.3: Comparación entre microcontrolador y tarjeta de desarrollo.

Criterio	Microcontrolador	Tarjeta de desarrollo
Costo de desarrollo	Alto. Requiere diseño, prototipado, y pruebas de la PCB personalizada.	Bajo. La tarjeta está lista para usar y con documentación.
Tiempo de desarrollo	Largo. Requiere tiempo para el diseño y fabricación de la PCB.	Corto. Se puede comenzar a trabajar inmediatamente.
Flexibilidad	Alta. Permite seleccionar y optimizar cada componente para las necesidades específicas.	Mediana. Limitada por las características y componentes de la tarjeta.
Dimensiones	Puede ser optimizado para ser un diseño compacto y ligero.	Generalmente más grande debido a formas arbitrarias y conexiones <i>Through-Hole</i> .
Soporte y recursos	Limitados. Depende del fabricante y proyectos en los que se ha usado.	Extenso. Información en foros de usuarios, tutoriales y soporte del fabricante.
Prototipado	Lento. Cada iteración requiere un nuevo diseño de PCB.	Rápido. Permite cambios rápidos y múltiples iteraciones en poco tiempo.
Escalabilidad	Buena. En cada nuevo diseño puede ajustarse y usar las características necesarias.	Limitada. Se adapta mejor a prototipos y pequeños volúmenes de producción.
Fiabilidad	Alta. Una vez diseñado y probado, es altamente fiable y optimizado para el propósito específico.	Mediana. Depende de la calidad de la tarjeta y las conexiones a los demás componentes.

Tabla 5.4: Características del STM32F103CBT6.

Característica	Valor
Arquitectura	ARM Cortex-M3
Frecuencia de reloj	Hasta 72 [MHz]
Tensión de operación	2.0 a 3.6 [V]
Memoria Flash	128 KB
Memoria SRAM	20 KB
Conversor ADC	2 x 12-bit
Interfaz serial	USART, I ² C, SPI, USB, CAN
Pines I/O	37 (GPIO)
Encapsulado	LQFP48

Manejo de los datos

Para el guardado de los datos de forma no volátil se escogió la memoria flash W25N01GVZEIG de Winbond, con protocolo serial SPI, capacidad de 1 Gbit de almacenamiento y tecnología SLC NAND.

Para el monitoreo y la ejecución de comandos remotos se usaron transceptores RYLR998 REYAX de modulación LoRa, manejados por protocolo UART y potencia de transmisión de hasta 22 [dBm] en una frecuencia de 915 [MHz].

5.4.2. Instrumentación

El propósito del motor es proporcionar la fuerza de empuje para elevar el vehículo, de ahí que la variable física más importante en una prueba de quemado estático sea el empuje. Para medirlo se seleccionó una celda de carga de 500 kilogramos fuerza Mavin NA2 (CC1), que cumple con el requerimiento IN-03. Debido a que su señal de salida es de muy baja en magnitud, fue necesario acondicionar la señal para poder medirla. Para simplificar el diseño del circuito se optó por usar el circuito integrado HX711 de AVIA Semiconductor, el cual es un convertidor analógico a digital de 24 bits con una ganancia programable de 64 o 128. Repitiendo ésta misma configuración se utilizó otra celda de carga para medir la masa del tanque (CC2).

Para mejorar configurar la frecuencia de muestreo, el HX711 admite un reloj externo; con la intención de lograr una frecuencia de muestreo de alrededor de 100 [Hz], se escogió un cristal oscilador de 16 [MHz]. Según la hoja de datos de este circuito integrado, la frecuencia de muestreo de alta velocidad está dada por la fórmula

$$f_{\text{muestreo}} = \frac{f_{\text{clk}}}{138\,240}$$

Con el cristal seleccionado se obtiene un valor de 115.74 [Hz], que es suficiente para nuestro requerimiento IN-07 de frecuencia de muestreo.

La otra variable crítica es la presión, ya que un aumento significativo sobre los valores de diseño puede llevar a la falla mecánica de los componentes y producir una explosión. Mientras que una presión baja en la combustión provoca bajas velocidades de salida de los gases de combustión y por lo tanto un funcionamiento ineficiente del sistema de propulsión. Para medirla se usaron sensores de presión manométrica industriales, de los que tenemos dos tipos, los de salida de corriente y los de salida de tensión. Se escogió el sensor automotriz de Daisirone (SPI) de 1600 [psi] para medir la presión con una salida directa de tensión y un sensor de la serie YD6090 (SP2) de 10 [MPa] con salida de corriente; ambos cumplen con el requerimiento IN-01. Para medir la temperatura dentro del tanque de oxidante se eligió un termómetro RTD CG Hirschmann PT100 (ST1) con salida de corriente y un rango útil que cumple el requerimiento IN-02.

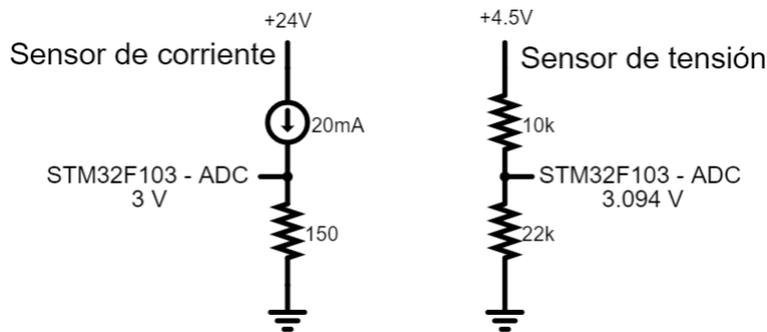


Figura 5.2: Circuito de acondicionamiento para sensor de corriente y divisor de voltaje para acondicionar la señal del sensor de tensión.

El convertidor analógico-digital del microcontrolador puede hacer lecturas entre cero y su tensión de alimentación. La señal generada por los sensores de corriente debe estar acotada dentro de ese rango. Para hacer la conversión de corriente a tensión se usó la relación de Ohm para elementos resistivos: ya que los sensores tienen una salida de entre 4 y 20 [mA], usando una resistencia de 150 [Ω] la tensión entre sus terminales estará acotada entre 0.6 y 3.0 [V].

La salida del sensor de tensión también está fuera del rango de medición del convertidor analógico a digital integrado en el microcontrolador. Para acondicionar esta señal se usó un divisor de voltaje de dos resistencias, de 10 [k Ω] y 22 [k Ω], que producen una salida acotada entre 0.34 y 3.09 [V], como se muestra en la figura 5.2.

Adicionalmente se agregó un sensor barométrico para registrar la presión atmosférica al momento de realizar una prueba de quemado estático. Se seleccionó el BMP180 por su gran disponibilidad, bajo costo y que la variable que mide no es crítica.

En la tabla 5.5 se describen las características técnicas de los distintos sensores seleccionados.

Tabla 5.5: Características de los sensores en el motor.

Variable	Sensor	Rango medición	Rango salida
Presión	SP1	0 a 1600 [PSI]	0.5 a 4.5 [V]
Presión	SP2	0 a 10 [MPa]	4 a 20 [mA]
Temperatura	ST1	-50 a 100 [°C]	4 a 20 [mA]
Fuerza	CC1	0 a 500 [kgf]	Digital 24-bit
Masa	CC2	0 a 200 [kgf]	Digital 24-bit

Actuación

En los canales de potencia se tuvieron dos tipos: los de encendido de *e-match* y los de activación de actuadores. En los canales destinados a encender cargas pirotécnicas era suficiente con una corriente de al menos 1 [A] y tiempos de activación cortos; una función muy útil era saber si existía una carga conectada al canal antes de activarlo. Para los canales destinados al manejo de actuadores se necesitaba proveer alta potencia durante periodos largos de tiempo, pero no era crítico conocer la continuidad del canal; estos canales debían tener tolerancia a los transitorios provocados por cargas inductivas.

Ya que el tiempo de activación era corto para los ignitores, se decidió ocupar transistores tipo *BJT* y un comparador para saber si existe continuidad en cada canal.

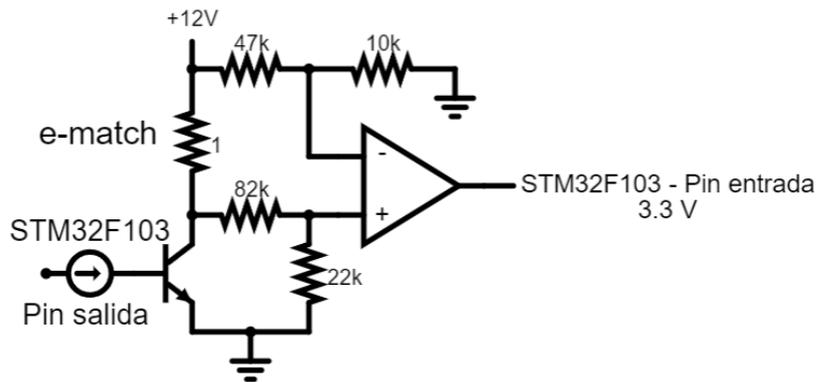


Figura 5.3: Circuito de encendido para *e-match* con detección de continuidad.

El circuito de la figura 5.3 se puede dividir en dos secciones principales: el circuito de encendido del *e-match* y el circuito de detección de continuidad. Cuando el pin de salida del STM32F103 se activa, se polariza el transistor NPN y permite el paso de corriente a través del *e-match*. Debido a su baja resistencia, se suministra suficiente potencia para calentarlo y provocar la ignición.

El propósito del comparador y las demás resistencias es verificar si la carga está correctamente conectada, es decir, si hay continuidad en el circuito. Si el circuito está cerrado, la salida del comparador es alta y podemos inferir que un *e-match* en buen estado se encuentra conectado. Ya que ambos divisores están alimentados por la misma fuente y la resistencia del *e-match* es despreciable, siempre se cumplirá que mientras se encuentre cerrado el circuito, la tensión en la entrada no inversora será mayor.

$$V_+ = V_{in} \left(\frac{22k}{R_{ematch} + 82k + 22k} \right) \approx 0.2115V_{in}$$

$$V_- = V_{in} \left(\frac{10k}{47k + 10k} \right) = 0.1754V_{in}$$

Si $R_{ematch} \approx 1$, entonces $V_+ > V_-$

Para minimizar la disipación de potencia en los canales de los actuadores se decidió ocupar transistores tipo *MOSFET* y un circuito integrado de control específico para estos transistores. Se eligió el MIC4427YM, un controlador de compuertas *MOSFET* que cuenta con dos canales independientes, diseñado para cargar y descargar rápidamente las compuertas, con capacidad de soportar transitorios de voltaje elevados. En su configuración interna incluye un par de transistores de salida en configuración *push-pull* a un voltaje de alimentación distinto de la señal de control, lo que permite una rápida conmutación entre los estados de encendido y apagado.

Para darle robustez contra los picos de tensión provocados por cargas inductivas, se agregó un circuito de amortiguación que consta de un diodo en polarización inversa en paralelo a la carga y a un conjunto de resistencia y capacitor en serie [36], como se muestra en la figura 5.4.

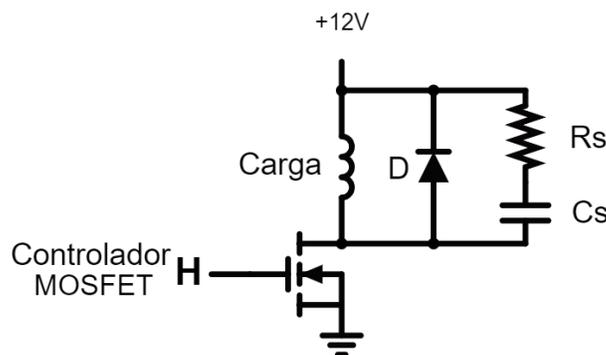


Figura 5.4: Circuito para control amortiguado de actuadores.

De las opciones disponibles en las tiendas locales se seleccionó el diodo rectificador FR307. Es un dispositivo de recuperación rápida con un tiempo de recuperación de 500 [ns] para llegar a una tensión

de polarización directa de 1.3 [V], con lo que tiene una tasa de recuperación de aproximadamente 2.6×10^6 [V/s].

La siguiente expresión relaciona el cambio de potencial eléctrico entre las terminales del diodo en el tiempo. Se seleccionaron los componentes comerciales de tal forma que esta tasa de cambio fuera menor a la tasa de recuperación del diodo FR307, tomando en cuenta una alimentación general de 12 [V].

$$\frac{dv}{dt} = \frac{0.632 V_D}{R_s C_s}$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{0.632 (12 + 1.3)[V]}{10[\Omega] \times 0.68[\mu F]}$$

$$\frac{dv}{dt} = 1.236 \times 10^6 [\frac{V}{s}] < 2.6 \times 10^6 [\frac{V}{s}]$$

Reloj en tiempo real

Se incluyó en el circuito un MCP7940N, fabricado por Microchip, un dispositivo de interfaz I²C que utiliza un cristal de 32.768 [kHz] y una tensión de alimentación de 1.8 a 5.5 [V]. Se decidió usar una batería tipo CR2032 como fuente de respaldo. Este reloj permite registrar con exactitud el tiempo al que ocurren los eventos de las distintas fases de operación del motor para añadir esa información a los archivos de datos generados y facilitar la correlación de datos de otras fuentes.

Señales de estado

Para indicar el correcto funcionamiento del sistema y si algún proceso en específico está siendo ejecutado, se agregaron varios indicadores visuales. La implementación incluyó varios LED y un canal conectado a un *buzzer*, cada uno con funciones y propósitos específicos que se detallan a continuación.

- **LED de alimentación:** Indica que el sistema está recibiendo energía de manera adecuada, ya sea desde la fuente principal o el USB.
- **LED de conexión USB:** Indica que el sistema reconoce una conexión serial mediante su puerto USB.
- **LED de proceso:** Indica que un proceso está actualmente en curso, ayudando a los usuarios a tener confirmación del correcto funcionamiento.

5.4.3. Potencia eléctrica

Se contempló una fuente de alimentación principal de entre 9 y 12 [V] corriente directa. El microprocesador y los otros periféricos requieren 3.3 [V], para este propósito se seleccionó el regulador lineal UA78M33 de Texas Instrument, con una corriente máxima de salida de 500 [mA]. Dado que el SPI se alimenta a 5 [V], se contempló el uso de un regulador de alta eficiencia L78L05AC de STMicroelectronics con salida de 5 [V] y una corriente máxima de 100 [mA]. Adicionalmente, para los sensores ST1 y SP2 se recomienda alimentarlos con 24 [V], por lo que se escogió un convertidor *DC-DC Step Up* SDS122405 de la marca GYVRM, con una entrada de 9 a 20 [V] y una salida regulada a 24 [V].

Para proteger contra una conexión inversa de la fuente de alimentación se colocaron diodos tipo Schottky, que además permiten la alimentación indistinta, incluso simultánea, entre la fuente de alimentación y el puerto USB. Se identificó que el regulador L78L05AC requiere al menos 7 [V] a la entrada para entregar una salida regulada a su valor nominal, como se muestra en la figura 5.5.

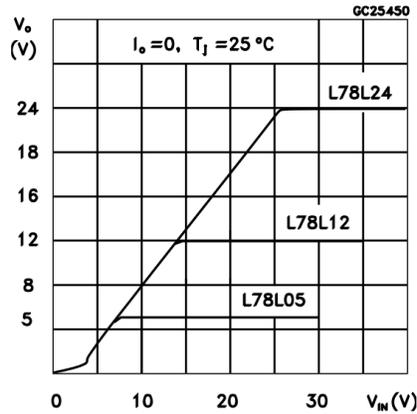


Figura 5.5: Tensión de salida contra tensión de entrada para los reguladores L78LXX [37].

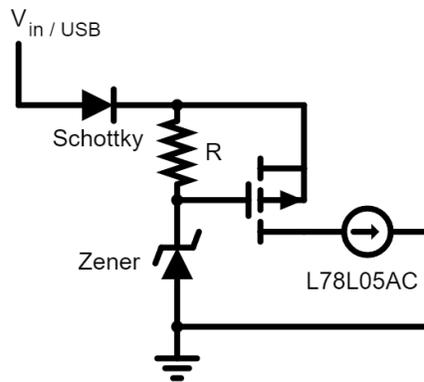


Figura 5.6: Circuito para desconectar automáticamente el regulador L78L05AC.

Al conectar solamente la alimentación del puerto USB, éste regulador tendría una salida de alrededor 2.6 [V]. Por esta razón se diseñó un circuito basado en un MOSFET canal P y un diodo Zener, como se muestra en la figura 5.6, para desconectar el regulador si la tensión de entrada no supera cierto valor y así evitar el mal funcionamiento de los componentes que se alimentan del regulador.

Tabla 5.6: Presupuesto de consumo por componente.

Componente	Tensión [V]	Corriente [mA]	Potencia [mW]
SP1	5	10	50
SP2	24	20	480
ST1	24	20	480
CC1	5	15	75
CC2	5	15	75
HX711	3.3	2×0.10	2× 0.33
BMP180	3.3	1	3
W25N01GVZEIG	3.3	35	115
RYLR998	3.3	140	462
MCP7940N	3.3	0.40	1
Buzzer	12	12	144
LED	3.3	5×10	5×33
STM32F103CBT6	3.3	20	66
Total			2116.66

En la tabla 5.6 se muestran los consumos estimados de cada componente. Se tomaron en cuenta los máximos consumos posibles de cada componente, pero se excluyeron los consumos de los canales electrónicos de potencia; de esta forma se estimó que el sistema consume alrededor de 2.1 [W] mientras está funcionando. Para cumplir el requerimiento PE-02 y conociendo el estimado de consumo de potencia, se calculó la capacidad mínima de la batería, suponiendo una fuente de 12 [V].

$$i = \frac{P}{V} = \frac{2.1[\text{W}]}{12[\text{V}]} = 0.175 [\text{A}]$$

$$C = i \cdot t = 0.175[\text{A}] \cdot 0.75[\text{h}] = 131.25 [\text{mAh}]$$

Para tomar en cuenta la eficiencia real de la batería y un margen de seguridad, se tomó como valor mínimo el doble del valor calculado. Para el funcionamiento nominal del sistema se requiere entonces una batería de 12 [V] de al menos 262 [mAh].

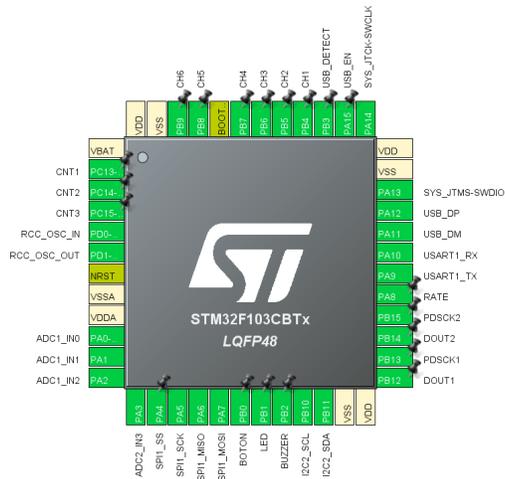


Figura 5.8: Configuración de los pines del microcontrolador en el software STM32CubeMX.

Al elegir la distribución de componentes, se colocaron todas las partes sobre la tarjeta de circuito impreso, se acomodaron de la forma más conveniente para tener acceso a las conexiones, se buscó minimizar el espacio ocupado y permitir espacio para las pistas. La placa final fue de 120 [mm] de largo por 80 [mm] de alto, con dos capas y un espesor estándar de 1.6 [mm].

Se consideró el uso de planos de tierra en ambas caras, los capacitores de desacoplamiento recomendados por los fabricantes de cada componente, diodos de protección contra descarga electrostática, selección del ancho adecuado para rutas críticas y de alta corriente, separación de la zona de potencia y señales lógicas para minimizar el ruido y las interferencias, etc. En la figura 5.9 se muestran ambas caras de la tarjeta de circuito impreso con algunos modelos 3D de componentes colocados en sus ubicaciones finales.

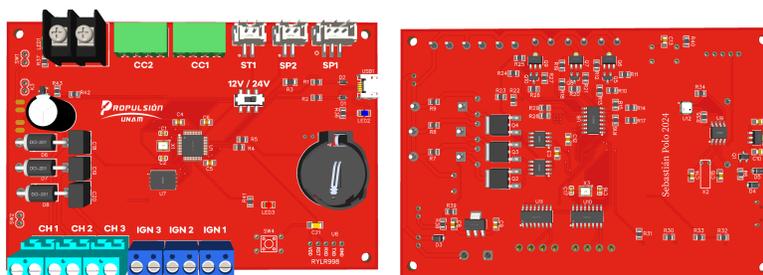


Figura 5.9: Modelo 3D de la tarjeta con algunos componentes montados.

Capítulo 6

Implementación

En este capítulo se aborda el proceso de integración y programación del sistema de adquisición de datos e ignición. Se describe la instalación de hardware, el desarrollo del software embebido, la calibración de sensores y el desarrollo de un modelo para inferir cantidades físicas a partir de las mediciones del sistema.

6.1. Hardware

6.1.1. Componentes y poblado de la tarjeta

Como se explicó en las limitaciones de diseño, la selección de componentes se basó en la disponibilidad en las tiendas locales, razón por la que al finalizar el diseño ya se tenía una lista de materiales con proveedores y precios. Algunos componentes se compraron por Internet, estas partes fueron de importación y tardaron aproximadamente dos semanas en recibirse. La lista completa se encuentra en el Apéndice C y en conjunto el costo total fue de \$3,355.34, incluyendo la tarjeta de circuito impreso y los sensores externos, como el sensor de presión que se muestra en la figura 6.1. El costo estuvo un 11.8% encima del presupuesto, lo que se consideró aceptable y el diseño se implementó sin cambios.



Figura 6.1: Sensor de presión con salida de corriente entre 4 y 20 [mA].

Para el proceso de montaje de componentes se instaló un entorno de trabajo adecuado, equipado

con todas las herramientas y dispositivos necesarios: se usaron tapetes antiestáticos para prevenir el extravío de los componentes más pequeños, pinzas tweezers para electrónica, lo que facilitó la manipulación precisa de los componentes, estación de soldadura con pistola de aire caliente, etc. El proceso de montaje incluyó el uso de una placa caliente para soldadura de reflujo de los componentes de montaje superficial y soldadura con caudín para corregir algún defecto y soldar los demás componentes. El equipo y herramientas usadas para este proceso de integración se muestran en la figura 6.2.



Figura 6.2: Equipo y herramientas usadas para la integración de componentes en la tarjeta de circuito impreso.

Se realizaron pruebas a la tarjeta poblada, como verificar la continuidad, algún cortocircuito y que las diferencias de potencial fueran correctas en distintas partes del circuito. También una inspección visual para identificar defectos de montaje como soldaduras deficientes y componentes mal colocados o faltantes.

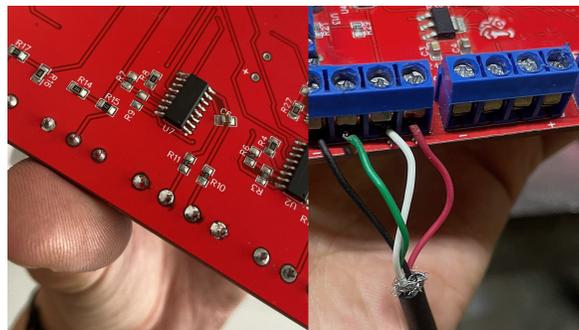


Figura 6.3: Componentes soldados a la tarjeta de circuito impreso.

6.1.2. Calibración de las celdas de carga

Este proceso fue esencial para asegurar la precisión y la fiabilidad de las mediciones de masa del tanque y fuerza generada por el motor. Se usó un proceso de calibración experimental utilizando pesos previamente medidos con otros instrumentos y se aplicó una regresión lineal para obtener una relación entre la señal medida en la celda de carga y la fuerza aplicada. Los pasos para realizar la calibración se describen a continuación:

1. **Fijación:** Asegurar la celda de carga a una superficie completamente horizontal que permita la flexión de la celda de carga libremente.
2. **Conexión:** Conectar debidamente los cuatro cables de la celda de carga a los terminales en la tarjeta y energizar el sistema.
3. **Adquisición de datos:** El sistema debe correr una rutina que haga lecturas continuas de la celda de carga a través del circuito integrado HX711 y enviarlas a una computadora personal donde se estén registrando los datos recibidos.
4. **Excitación de la celda:** Colocar sobre el extremo libre de la celda de carga algún objeto de peso conocido y registrar este evento. Este paso se debe repetir con distintos pesos, idealmente que cubran el mayor rango posible dentro de las especificaciones de la celda de carga.
5. **Procesamiento de datos:** Una vez se han registrado todos los datos necesarios, de ellos se obtiene un conjunto de mediciones que relacione el peso colocado en cada evento con el número recibido por el HX711 y se aplica una regresión lineal, donde la variable independiente es el valor del ADC y la variable dependiente es el peso.



Figura 6.4: Proceso de calibración de la celda de carga, colocando encima uno de los pesos usados.

Este procedimiento se realizó para ambas celdas. En la tabla 6.1 se muestran las mediciones obtenidas durante el proceso de calibración. El Apéndice D.1 es el programa en MATLAB¹ usado para procesar los datos y obtener los modelos.

Tabla 6.1: Datos obtenidos en la calibración de las celdas de carga.

Celda de carga 200 [kg]		Celda de carga 500 [kg]	
Valor ADC [1]	Peso [kgf]	Valor ADC [1]	Peso [kgf]
8419310.17	0.0	8370658.97	0.0
8721076.00	11.8	8514083.75	11.8
9343744.40	37.7	8793655.22	37.7
10142558.40	68.4	9139412.08	67.2
10464442.53	81.0	9308649.67	81.0
10763730.97	94.3	9417991.56	93.1
11084416.43	106.9	9587752.30	106.9

En la figura 6.5 se muestran graficados los datos con los respectivos modelos lineales obtenidos usando la ecuación 2.4 y la ecuación 2.5. Para el modelo de la galga de 200 [kg] se obtuvo una $R^2 = 0.9998$, mientras que para el modelo de la galga de 500 [kg] se obtuvo $R^2 = 0.9996$.

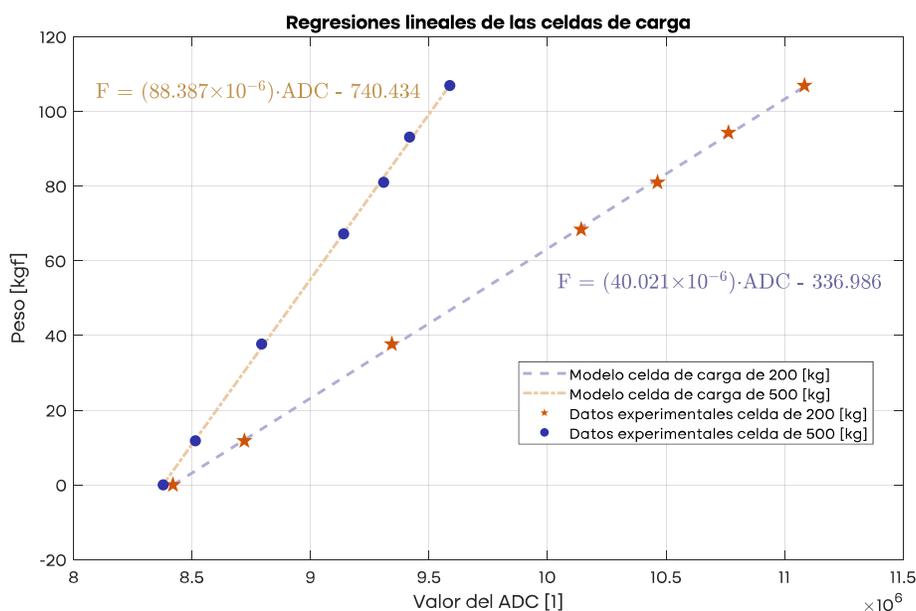


Figura 6.5: Modelos de calibración lineal para las celdas de carga a partir de datos experimentales.

¹Se utilizó la licencia académica proporcionada por MathWorks para alumnos de la UNAM.

Una vez obtenidos los modelos, cada constante β_1 se asoció con su respectiva celda de carga y no se modificó. La constante β_0 se recalibraba cada vez que se iniciaba el sistema para asegurar que la carga inicial fuera el nuevo cero.



Figura 6.6: Celda de carga de 500 [kg] siendo fijada en la estructura del banco de pruebas de quemado estático.

En la configuración de prueba estática, las celdas de carga se fijaron en la estructura del banco de pruebas de Propulsión UNAM, como se muestra en la figura 6.6. En la configuración de vuelo sólo se colocó la celda de carga de 200 [kg] para medir la masa de oxidante durante el proceso de llenado; como se muestra en la figura 6.7, la celda es la parte estructural de la base de lanzamiento que sostiene al cohete durante todo el proceso previo al lanzamiento.



Figura 6.7: Celda de carga de 200 [kg] colocada al inicio del riel de lanzamiento.

6.1.3. Alimentación del oxidante

El oxidante utilizado fue óxido nitroso (N_2O), que debía ser transferido de un tanque de almacenamiento en tierra al tanque de vuelo del cohete. Este proceso involucró una serie de criterios y pasos que aseguran el flujo del oxidante, usando la presurización autógena de la sustancia como mecanismo para el llenado.

Para supervisar la transferencia de oxidante se usaron los sensores de presión y temperatura en conjunto con la celda de carga. Se usaron los canales electrónicos de potencia para activar las electroválvulas que controlaron el sistema de alimentación. En el diagrama de tuberías e instrumentación de la figura 6.8 se muestra la ubicación de la instrumentación y la configuración completa del motor híbrido en conjunto con el sistema de llenado.

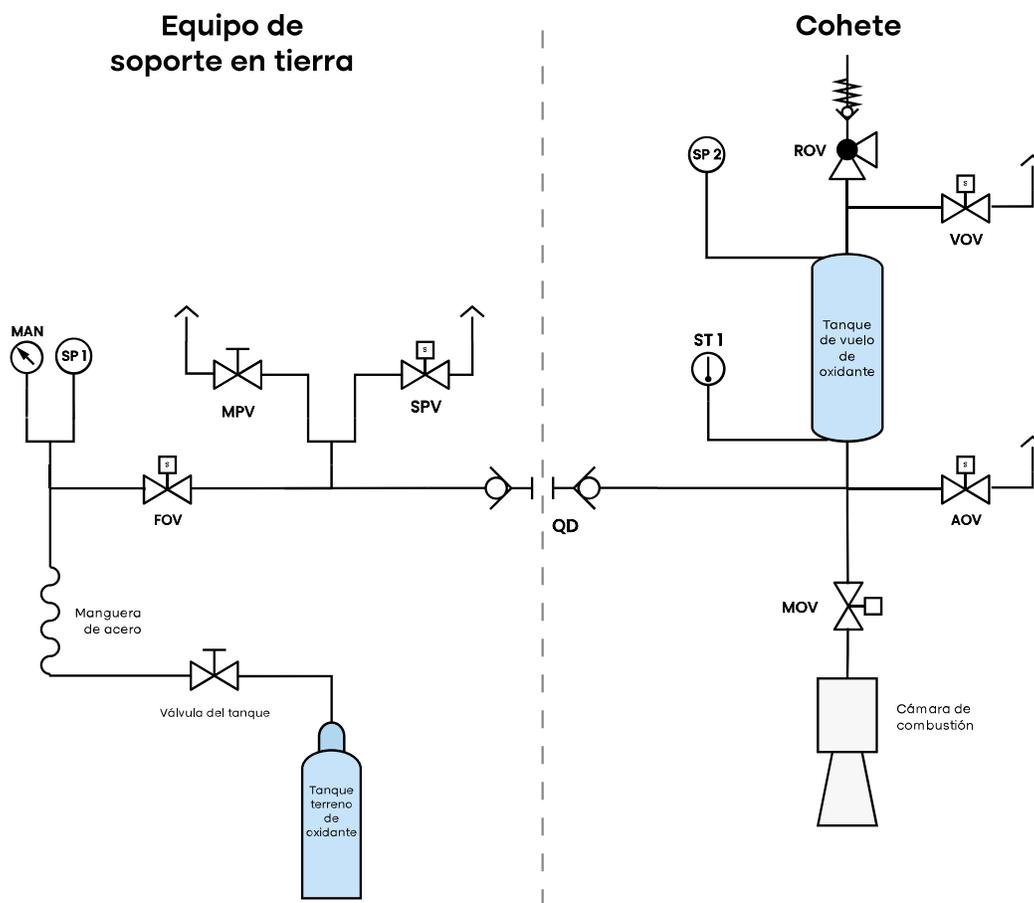


Figura 6.8: Diagrama de tuberías e instrumentación del sistema de llenado.

Los nombres de las válvulas y su propósito se detallan a continuación:

- **AOV (Abort Oxidizer Valve):** Es para el aborto del proceso de llenado, en caso de que se desee evacuar de forma segura el contenido del tanque de vuelo.
- **FOV (Filling Oxidizer Valve):** Permite el paso del oxidante desde el tanque en tierra hacia el tanque de vuelo, permite el control remoto del proceso de llenado.
- **MOV (Main Oxidizer Valve):** Permite el paso de oxidante desde el tanque de vuelo hacia la cámara de combustión e inicial el quemado del motor una vez se terminó el proceso de llenado.
- **MPV (Manual Purge Valve):** Es una válvula de actuación manual para purgar el oxidante en los conductos para poder desmontar el sistema de llenado.
- **QD (Quick Disconnect):** Es una válvula que permite un desacople al aplicar una fuerza en tensión, bloqueando la salida de fluido una vez que se desconecta.
- **ROV (Relief Oxidizer Valve):** Tiene una función de seguridad, conocida como válvula de alivio, se abre automáticamente una vez se supera una presión y se mantiene abierta.
- **SPV (Solenoid Purge Valve):** Permite purgar el oxidante en el conducto de llenado de forma remota, proceso que se realiza de manera previa a la actuación del QD.
- **VOV (Venting Oxidizer Valve):** Permite la ventilación del tanque de vuelo de forma remota. Esta acción es necesaria durante el proceso de llenado para disminuir la presión del recipiente cuando se considere necesario.

Para medir la presión del tanque en tierra se usó el SP1 (Sensor de Presión 1), junto al MAN (Manómetro) para tener confirmación visual mientras se configuraba el sistema. La figura 6.9 muestra estos dos instrumentos.

El SP2 (Sensor de Presión 2) y el ST1 (Sensor de Temperatura 1) se conectaron directamente al tanque de vuelo. Las electroválvulas fueron escogidas por el grupo de trabajo encargado del motor, con una tensión de funcionamiento de 12 [V]. En la figura 6.10 se pueden observar algunas de estas válvulas, la SPV y la FOV, montadas en la plomería correspondiente al equipo de soporte en tierra. El montaje del sistema en la estructura de pruebas se realizó con especial cuidado para mantener la integridad de los componentes y minimizar cualquier riesgo de daño a los sistemas en caso de una falla catastrófica.



Figura 6.9: MAN y SPI funcionando durante una prueba de quemado estático.

El manejo de los actuadores se llevó a cabo manualmente mediante un tablero de control, el cual tenía la capacidad de transmitir comandos de forma remota al sistema electrónico de adquisición de datos e ignición del motor. Para validar este sistema de llenado, se realizaron pruebas de flujo en frío (*Cold Flow Tests*) utilizando dióxido de carbono (CO_2) antes de la prueba de quemado estático. Estas pruebas sometieron al sistema a presiones similares a las generadas por el oxidante real. El uso del dióxido de carbono permitió validar el proceso de llenado y eliminar fugas y fallas en el ensamblaje mecánico, gracias al monitoreo continuo de la presión a lo largo del tiempo.



Figura 6.10: Instrumentación del equipo de soporte en tierra.

6.2. Software

El desarrollo de la programación para la tarjeta electrónica comenzó con la identificación de los requisitos de comunicación con los componentes periféricos seleccionados. Considerando las especificaciones de los sensores y otros circuitos integrados, se procedió a la escritura del código en módulos, cada uno encargado de una tarea específica. Estos módulos incluían la lectura de datos de los sensores, el procesamiento y almacenamiento de datos, el control de actuadores y la comunicación con el tablero de control remoto.

6.2.1. Sistema de adquisición de datos e ignición del motor

Se implementó programación estructurada en lenguaje C con el entorno de desarrollo integrado STM32CubeIDE 1.6.1; esta decisión se tomó debido a las múltiples ventajas que ofrece esta plataforma, incluyendo su compatibilidad directa con la familia de microcontroladores STM32 y la integración con el STM32CubeMX para la configuración gráfica del hardware. A través de este último se configuraron los periféricos necesarios, como los ADC para la lectura de sensores, los GPIO para el control de actuadores y las interfaces de comunicación. Una vez generada la configuración inicial, se procedió a escribir el código específico para las tareas de adquisición de datos, procesamiento y almacenamiento.

Rutina principal

En la figura 6.11 se muestra la estructura general del programa principal que se ejecutó en el microcontrolador STM32F103. Abarca todas las operaciones básicas del sistema, desde la inicialización de los periféricos como el convertidor analógico a digital, los *timers*, el estado de los pines de propósito general y los periféricos encargados de administrar la información de los protocolos de comunicación serial. En la etapa de preparación también se asignan espacios de memoria para variables y estructuras de datos globales, asegurando un punto de partida conocido y controlado.

El sistema opera inicialmente en un bucle de baja frecuencia de muestreo con un período de 250 [ms], durante el cual realiza la lectura de los sensores y transmite la información por radio a la estación terrestre. En las señales recibidas por el control de misión se encuentra el estado deseado de los canales electrónicos de potencia, para operar de forma remota las válvulas y llevar a cabo el proceso de llenado. En caso de perder la comunicación por más de quince minutos, el sistema activa automáticamente una rutina de aborto de operaciones, asegurando que el motor se encuentre en un estado seguro, permitiendo así que un operador se acerque al sistema sin riesgos.

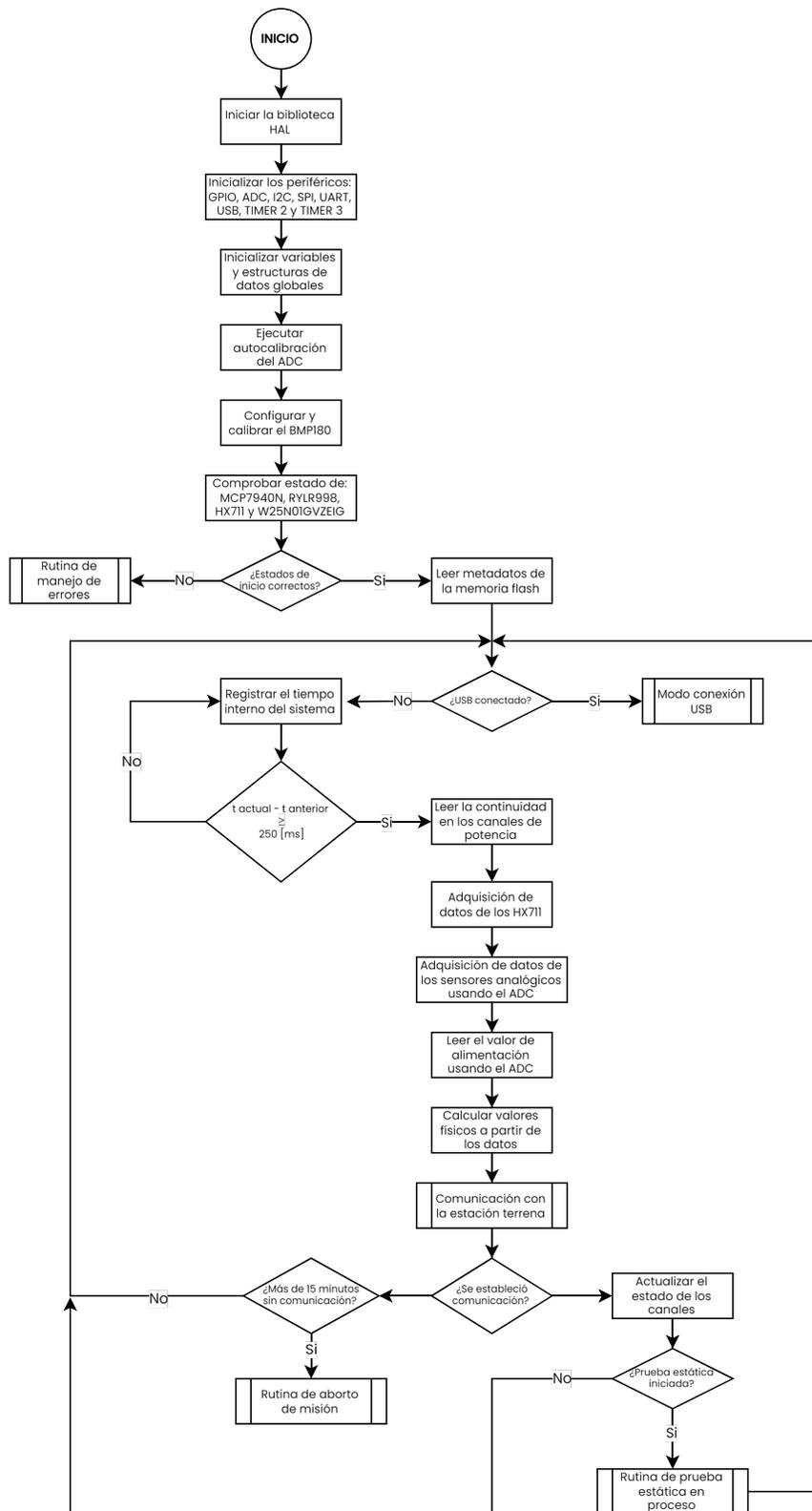


Figura 6.11: Diagrama de flujo del programa principal del sistema de adquisición de datos e ignición.

Rutina de prueba estática

En caso de estar usando el sistema para ejecutar una prueba de quemado estático, al momento de enviar la señal de inicio, la frecuencia de ejecución de ésta rutina es de 100 [Hz] y, a diferencia de la rutina general, todos los datos generados son almacenados en la memoria flash. Al mismo tiempo, cada diez muestreos envía los datos actuales por radio, permitiendo al control de misión obtener telemetría a una frecuencia efectiva de 10 [Hz].

Al inicio de la rutina, se emite una señal auditiva durante cinco segundos para alertar a los operarios sobre el comienzo de la prueba de quemado estático. Se registra la hora de inicio de la prueba con los datos del reloj en tiempo real, la presión ambiental con el barómetro integrado y se activa el canal de potencia asociado al ignitor en el motor y comienza la adquisición de datos. En el caso de una prueba de motor híbrido, deben transcurrir otros seis segundos después de la activación del ignitor para que el sistema conecte el canal asociado al accionamiento de la MOV. La rutina de adquisición de datos se ejecuta durante cien segundos después de la activación del primer canal de potencia. Una vez transcurrido este tiempo, el sistema vuelve a la rutina principal.

A continuación se detallan los datos almacenados en memoria después de realizar cada muestreo:

1. **Tiempo del sistema:** Es la cantidad de milisegundos transcurridos desde el encendido del sistema. Sirve para asociar un tiempo a cada medición.
2. **Fuerza de empuje:** Es la fuerza medida por la CC1, asociada a la cámara de combustión.
3. **Presión del tanque:** Es la presión medida por el SP2 en el tanque de oxidante.
4. **Masa del tanque:** Es una estimación de la masa a partir del peso medido por la CC2; es una lectura del peso total del tanque de oxidante.
5. **Temperatura del tanque:** Es la temperatura medida por el ST1. Es la lectura de la temperatura del oxidante dentro del tanque.
6. **Presión:** Es la presión medida por el SP1.
7. **Valor digital CC1:** Es el valor recibido desde el HX711 sin aplicar el modelo de calibración para la CC1.
8. **Valor digital CC2:** Es el valor recibido desde el HX711 sin aplicar el modelo de calibración para la CC2.
9. **Tensión de alimentación:** Es el potencial eléctrico medido en la alimentación del circuito.

La mayoría de los datos se almacenan como números flotantes de 4 bytes, a excepción de los valores digitales provenientes del HX711, que son enteros de 24 bits, por lo que cada muestreo genera 34 bytes en total. Cada prueba de quemado estático al finalizar genera alrededor de 322 KiB de información, que son registrados en la memoria flash. El manejo de la información en la memoria flash se hace de forma completamente manual, razón por la que se usa el tipo de dato *union* en lenguaje C, el cual facilita la manipulación y el registro de datos byte por byte, ya que permiten manipular y acceder a diferentes representaciones de datos utilizando el mismo espacio de memoria. De esta forma, las variables flotantes se descomponen en un arreglo de 4 bytes para su transmisión por protocolo SPI hacia la memoria.

Rutina de conexión USB

Con esta rutina se permite la comunicación bidireccional del dispositivo y una computadora personal. Al detectarse la conexión del puerto USB se dispara una interrupción, dentro de la que se activa la bandera de conexión, para que posteriormente en el flujo de la rutina general se ejecute esta sección del código.

Una de las funciones clave de la tarjeta es la capacidad de descargar los datos almacenados en la memoria interna, proporcionando el historial detallado de las mediciones registradas durante cada prueba. Los datos se transmiten con un formato estructurado, asegurando que el dispositivo receptor pueda interpretarlos y almacenarlos correctamente. La conexión también permite al usuario realizar pruebas de actuadores. Al enviar comandos específicos, se puede activar cualquier canal de potencia, permitiendo verificar su funcionamiento y respuesta en tiempo real. Además, la tarjeta puede proporcionar muestreos instantáneos de los sensores conectados, proporcionando lecturas actuales que permiten corroborar el correcto funcionamiento de todo el sistema. El usuario puede enviar el comando para borrar todos los datos registrados en la memoria y así liberar el espacio de almacenamiento.

Al desconectar el puerto USB se dispara la misma interrupción, pero esta vez desactiva la bandera de conexión, haciendo que se vuelva a ejecutar la rutina principal del programa.

Rutina de error

En el caso de que no se logre establecer comunicación con alguno de los componentes periféricos instalados en la tarjeta electrónica, o que el espacio en memoria flash se encuentre lleno, la tarjeta emitirá una combinación de alertas auditivas y visuales a través de su LED y *buzzer*, para indicar que es necesario revisar el sistema y corregir cualquier falla antes de proceder con una prueba de quemado estático.

6.2.2. Control de misión

El software para la recepción y procesamiento de los datos recibidos desde el sistema de adquisición de datos fue desarrollado por la división de electrónica de Propulsión UNAM. La arquitectura del mando de control de misión consistió en un circuito basado en microcontrolador para el manejo del transceptor de radio, que a su vez se comunicó por un puerto serial de protocolo UART a una computadora monoplaca Raspberry Pi 5. En este dispositivo se ejecutó el software principal. Un programa de interfaz gráfica desarrollado en JavaScript desde el cual se operó el sistema a distancia. Todo este sistema fue integrado dentro de un maletín como lo muestra la figura 6.12.

Conociendo la estructura de los mensajes enviados por radio y los comandos programados en la tarjeta, adecuaron el software en la estación terrena para interactuar de forma correcta con el sistema. Entre las capacidades del sistema que desarrollaron se encuentran:

- Recepción y transmisión de datos por radio a una frecuencia de 915 [MHz].
- Control remoto de los canales de potencia mediante un tablero con botones e interruptores mecánicos.
- Registro de la información recibida en la memoria no volátil de su sistema.
- Despliegue de gráficas en tiempo real de los datos recibidos.

Todas estas características del control de misión permitieron la operación remota exitosa del sistema de adquisición de datos e ignición de motor presentado en este trabajo.



Figura 6.12: Computadora del control de misión en pruebas de campo.

6.3. Modelo matemático de la distribución de masas de oxidante

Uno de los objetivos de este desarrollo es conocer el estado del oxidante dentro del tanque de vuelo, ya que durante el proceso de llenado la variable de interés es la cantidad de óxido nítrico en fase líquida cargada al tanque. Por varias razones es complicado conocer directamente esta cantidad, por ejemplo, el tanque es de aluminio por lo que no se puede observar en su interior el líquido, el tanque está presurizado por lo que no se puede deducir con facilidad el nivel del líquido a partir de la presión hidrostática, el tanque está a bordo del cohete por lo que no es recomendable colocar sensores e instrumentación adicional, el nivel de óxido nítrico no es susceptible de ser medido con electrodos como otros líquidos, etc.

Se decidió entonces desarrollar un modelo matemático para estimar la cantidad de oxidante en fase líquida dentro del tanque a partir de otras cantidades físicas que se podían medir con relativa facilidad. Este modelo es capaz de estimar la distribución de masa a partir únicamente de la masa total y la temperatura dentro del tanque, lo que requiere una instrumentación mínima. Pero si se tiene la posibilidad de medir la presión dentro del tanque, se puede omitir la estimación de la presión de saturación y emplear el valor proveniente de un sensor.

El óxido nítrico tiene la conveniente característica de tener una presión de vapor de alrededor de 5.6 [MPa] a temperatura ambiente, valor idóneo para la inyección de oxidante hacia el proceso de combustión. Esto le otorga la cualidad de autopresurizante. En el tanque se espera una mezcla bifásica, donde la parte gaseosa será la que produzca la presión necesaria para inyectar la fase líquida hacia la cámara de combustión. Esta característica también se usó para transferir el oxidante desde el tanque terreno hacia el tanque de vuelo.

En una revisión de la literatura relacionada a los sistemas de óxido nítrico se encontró que existen varios modelos, la mayoría de ellos intentan describir parte de la dinámica entre fases partiendo de recrear datos experimentales de pruebas en laboratorio, estos modelos son extensos, de alto costo computacional y calibrados con una recreación física del proceso [38].

Se decidió entonces desarrollar un modelo en régimen estacionario, aproximando la dinámica de la transferencia como un proceso termodinámico cuasiestático. Para ello, se basó en leyes físicas fundamentales y en las propiedades específicas del N_2O , e inició con una revisión de las propiedades termodinámicas del óxido nítrico y su comportamiento en diferentes condiciones de presión y temperatura. Posteriormente, se establecieron las ecuaciones que rigen el equilibrio entre las fases líquida y gaseosa; en un primer intento se modeló la fase gaseosa como un gas ideal, pero esto generó un error importante respecto a las observaciones experimentales, razón por la que se iteró el modelo una segunda vez usando una ecuación de estado para gases reales.

6.3.1. Equilibrio final vapor-líquido (EFVL)

En este modelo tenemos un tanque cerrado que ha sido llenado con una cantidad de óxido nitroso específica y ha llegado a una temperatura homogénea. El modelo resuelve la cantidad de oxidante que hay en cada fase (ambas saturadas) y la presión de vapor para la temperatura asignada.

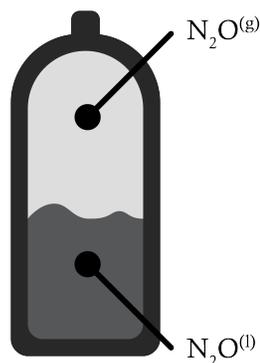


Figura 6.13: Diagrama de un tanque cerrado con N_2O bifásico en equilibrio.

Las variables independientes son la temperatura y la masa. A partir de las curvas de saturación del N_2O podemos conocer la presión de vapor para una determinada temperatura, así como la densidad de la fase líquida y la fase sólida. De la página de internet *Air Liquide Gas Encyclopedia* [39] se obtuvo un conjunto de datos experimentales que describen la curva de saturación entre el punto triple y el punto crítico del N_2O . De la misma fuente se consultaron propiedades generales de la sustancia que se muestran en la tabla 6.2.

Tabla 6.2: Propiedades principales del N_2O .

Propiedad	Valor	Unidades
Masa molar	44.013	g/mol
Entalpía de vaporización	16.473	kJ/mol
Calor de vaporización	374.286	kJ/kg
Temperatura del punto triple	182.33	K
Temperatura del punto crítico	309.52	K
Presión del punto triple	87.85	kPa
Presión del punto crítico	7245	kPa
Factor de compresibilidad crítico	0.274124	1

Para comenzar con el planteamiento de las ecuaciones que componen el modelo, es importante aclarar que se partió de los siguientes supuestos:

1. El tanque está inicialmente vacío y es llenado con oxidante 100 % puro.
2. El volumen del tanque es constante.
3. Temperatura y presión homogéneas en régimen estacionario.
4. La temperatura se encuentra entre el punto triple y el punto crítico.
5. El N_2O en fase gaseosa se comporta como un gas ideal.

A continuación, con esta información se va desarrollando cada una de las partes que conforman el modelo completo. Tener una expresión analítica para calcular cada propiedad termodinámica dentro del modelo presenta ventajas sobre el uso exclusivo de datos experimentales tabulados. En primer lugar, las expresiones analíticas permiten una evaluación rápida y continua de las propiedades termodinámicas en un amplio rango de condiciones, sin necesidad de interpolar o extrapolar datos tabulados, lo cual puede introducir procesos más complejos. Además, es especialmente útil en situaciones donde se requieren cálculos repetitivos o en tiempo real, como en la simulación de procesos transitorios o en el control activo, que a pesar de que no es la tarea que se aborda en este trabajo, queda como precedente para futuros desarrollos.

Presión de saturación de la mezcla bifásica

La ecuación de Antoine es una relación semiempírica entre la temperatura de una sustancia y su presión de vapor. Es la expresión usada para calcular la presión de la fase gaseosa y, por extensión, la presión de la mezcla dentro del tanque.

A partir de los datos proporcionados por *Air Liquide Gas Encyclopedia* [39] sobre la curva de saturación, los cuales se encuentran en el Apéndice E, se hizo un ajuste por mínimos cuadrados no lineales para encontrar los coeficientes de regresión en la ecuación de Antoine, de tal forma que se logró el mejor ajuste en el rango de temperaturas superior, ya que son las temperaturas más probables durante su manejo en el ambiente de trabajo real.

El error se encuentra dentro del $\pm 1\%$ para temperaturas superiores a 217 [K], como se puede observar en la figura 6.14. La expresión 6.1 es el modelo ajustado al que se llegó, tiene como argumento la temperatura absoluta en Kelvin y calcula la presión de saturación en pascales.

$$P_{\text{sat}} = 10^{\left(9.642 - \frac{883.2}{7.512 + T}\right)} \quad (6.1)$$

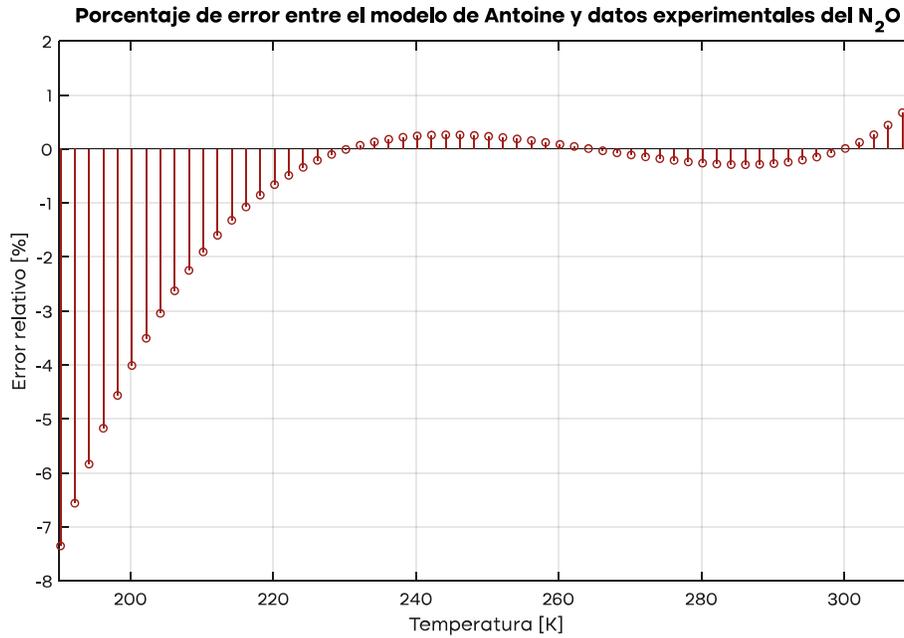


Figura 6.14: Gráfica de error relativo entre el modelo de Antoine ajustado y los datos experimentales del N₂O.

Ecuación de estado de la fase gaseosa

Para determinar la densidad de la fase gaseosa se combinó la ley de gases ideales con la ecuación de Antoine, ya que la densidad es directamente proporcional a la presión e inversamente proporcional a la temperatura. Este método permitió integrar datos experimentales con principios teóricos, proporcionando una manera de estimar la densidad de la fase gaseosa en la mezcla bifásica.

$$V_g = \frac{m_g R T}{\mathfrak{M} P} \quad \gamma \quad P = P_{\text{sat}}$$

$$\frac{m_g}{V_g} = \frac{\mathfrak{M} P_{\text{sat}}}{R T} = \rho_g \quad (6.2)$$

En este caso, la ecuación analítica seleccionada tiene gran discrepancia con los datos reportados para la densidad de la fase gaseosa. Se identificó esta parte del modelo como la más inexacta, superando el 30 % de error relativo en el rango de temperaturas esperado durante la operación de llenado.

Ecuación de estado de la fase líquida

Para determinar la densidad de la fase líquida se implementó la ecuación de Rackett. Esta ecuación empírica es particularmente útil debido a su capacidad para relacionar la densidad de un líquido con sus propiedades críticas y la temperatura reducida, las cuales se pueden conocer gracias a la

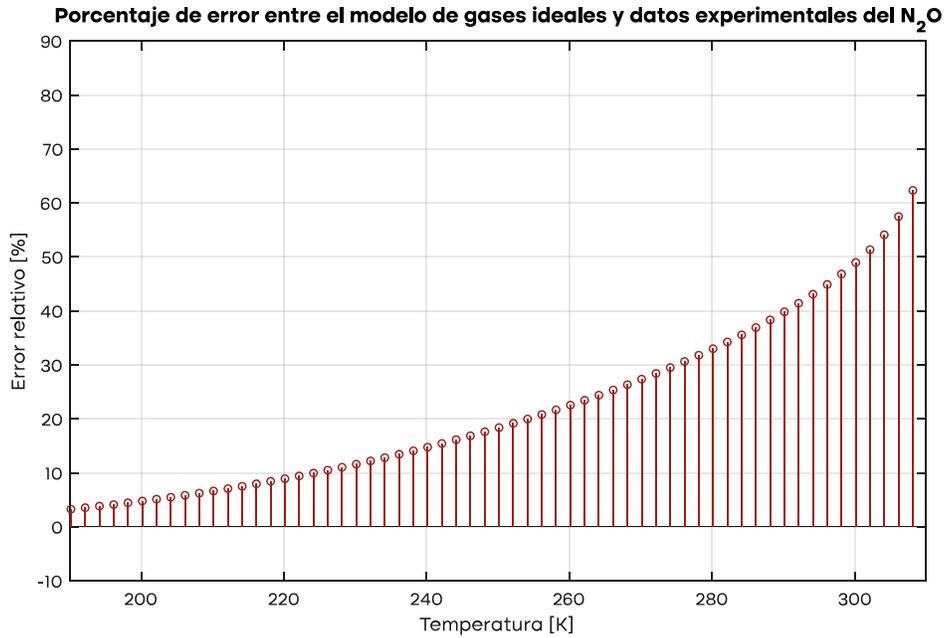


Figura 6.15: Gráfica de error relativo entre la densidad calculada con la ecuación de gases ideales y los datos experimentales del N₂O.

información previa que se tiene sobre la sustancia.

$$V_m = \frac{RT_c}{P_c} Z_c^{(1+(1-T_r)^{2/\tau})}$$

$$\frac{\mathfrak{M}}{V_m} = \frac{\mathfrak{M} P_c}{R T_c Z_c^{(1+(1-T_r)^{2/\tau})}} = \rho_\ell \quad (6.3)$$

El error está siempre dentro del $\pm 1\%$, como se puede observar en la figura 6.16, demostrando que se puede modelar la densidad de la fase líquida del N₂O con gran exactitud a partir de sus valores críticos y su factor de compresibilidad.

Conservación de la masa y volumen del tanque

Como se mencionó antes, el volumen del tanque permanece constante y es razonable suponer que es ocupado únicamente por el oxidante, ya sea en fase gaseosa o en mezcla bifásica. De igual manera, la masa total contenida por el tanque debe ser la suma de las masas de cada fase. El conjunto de ecuaciones 6.4 expresa estas restricciones.

$$\begin{cases} V = V_\ell + V_g \\ m = m_\ell + m_g \end{cases} \quad (6.4)$$

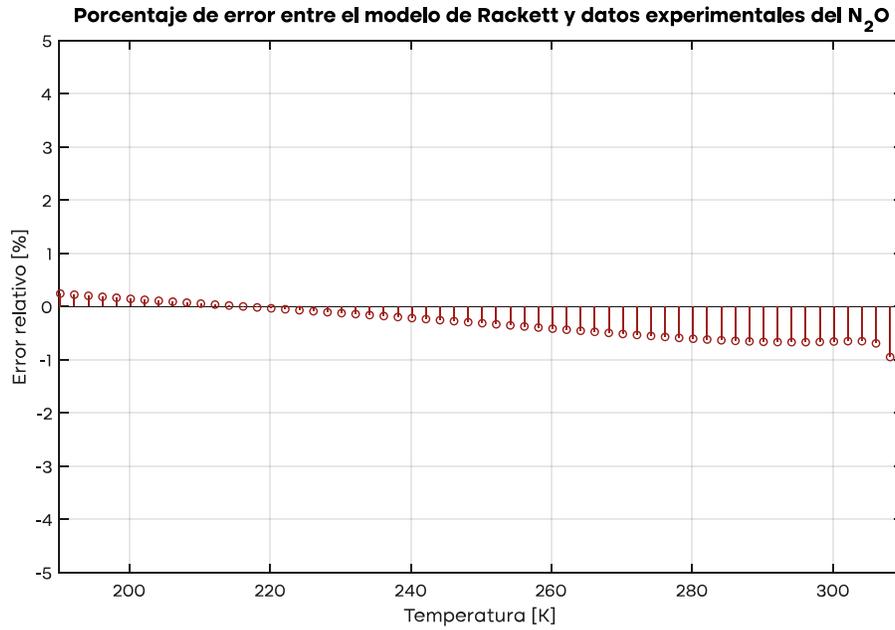


Figura 6.16: Gráfica de error relativo entre el modelo de Rackett y los datos experimentales del N_2O .

Masa de cada fase

Desarrollando las restricciones de masa y volumen, se llega a las ecuaciones 6.5 y 6.6, que nos permiten saber la cantidad de masa de cada fase dentro del tanque.

$$m_g = \frac{m - \rho_\ell V}{1 - \frac{\rho_\ell}{\rho_g}} \quad (6.5)$$

$$m_\ell = m - m_g \quad (6.6)$$

Al ingresar valores muy bajos de masa total, el modelo predice valores de masa negativa para la fase líquida, esto debido a que es el caso en que la masa de fase líquida debe ser cero y la fase gaseosa debe ocupar todo el volumen. En este caso, la presión ya no es la de saturación, por lo que la densidad y la presión del gas varían obedeciendo únicamente la ley de gases ideales.

Se observó en el porcentaje de error de la densidad de la fase gaseosa que este primer modelo no es capaz de describir el estado en equilibrio homogéneo de manera adecuada. Aproximar el comportamiento del óxido nitroso como un gas ideal resultó desacertado debido a la asimetría de la molécula de N_2O y a las discrepancias inherentes entre un gas real y un gas ideal a medida que se aproxima al punto crítico. En este caso particular, el rango de operación se encuentra muy cerca del punto crítico, lo que acentúa las diferencias y empeora la precisión de la aproximación.

6.3.2. Equilibrio final vapor-líquido Peng-Robinson (EFVL P-R)

Este modelo es similar al modelo EFVL, con la diferencia de usar la ecuación de estado Peng-Robinson para modelar la fase gaseosa. En la sección anterior se explican las razones para modificar el modelo con esta nueva ecuación de estado.

Este modelo parte de los siguientes supuestos:

1. El tanque está inicialmente vacío y es llenado con oxidante 100 % puro.
2. El volumen del tanque es constante.
3. Temperatura y presión homogéneas en régimen estacionario.
4. La temperatura se encuentra entre el punto triple y el punto crítico.
5. El N_2O en fase gaseosa se comporta como un gas real.

Parámetros para la ecuación de estado Peng-Robinson

El modelo requiere el cálculo de parámetros específicos para la sustancia que se está modelando. El primero de ellos es el factor acéntrico, el cual se calcula a partir de la presión de saturación reducida, en el punto en que la temperatura reducida toma el valor 0.7. Para el N_2O se obtuvo alrededor de 0.1622 como factor acéntrico.

$$\omega = -\log_{10} (P_r^{sat}) - 1 \quad \text{para } T = 0.7T_c$$

$$\omega = -\log_{10} \left(\frac{498.716[\text{kPa}]}{7245[\text{kPa}]} \right) - 1$$

$$\omega = -\log_{10} (0.068835) - 1$$

$$\omega = 0.162185$$

El modelo señala que a partir del factor acéntrico se calcula otro parámetro con el siguiente polinomio.

$$\kappa = 0.37464 + 1.54226\omega - 0.26992\omega^2$$

$$\kappa = 0.37464 + 1.54226(0.162185) - 0.26992(0.162185)^2$$

$$\kappa = 0.617671$$

El último parámetro estático es b , que depende únicamente de las propiedades críticas de la sustancia.

$$b = 0.0778 \frac{R T_c}{P_c}$$

$$b = 0.0778 \frac{(8.314463[\text{m}^3 \cdot \text{Pa} / \text{K} \cdot \text{mol}])(309.52[\text{K}])}{7245[\text{kPa}]}$$

$$b = 27.6353 \times 10^{-6} [\text{m}^3 / \text{mol}]$$

El siguiente parámetro depende de la temperatura reducida, por lo que es función de la temperatura.

$$a = 0.45724 \frac{(R T_c)^2}{P_c} \left(1 + \kappa(1 - \sqrt{T_r}) \right)^2$$

Se definen dos variables más, A y B , que son útiles para plantear el modelo como un polinomio de tercer grado, como lo muestra la ecuación 6.7, donde la raíz de mayor valor está relacionada con el estado de la fase gaseosa.

$$Z^3 - (1 - B)Z^2 + (A - 2B - 3B^2)Z - (AB - B^2 - B^3) = 0 \quad (6.7)$$

donde

$$A = \frac{a P}{(R T)^2}$$

$$B = \frac{b P}{R T}$$

Finalmente, la densidad de la fase gaseosa, según este modelo de gas real, está dada por la ecuación 6.8.

$$\rho_g = \frac{P \mathfrak{M}}{R T Z_{max}} \quad (6.8)$$

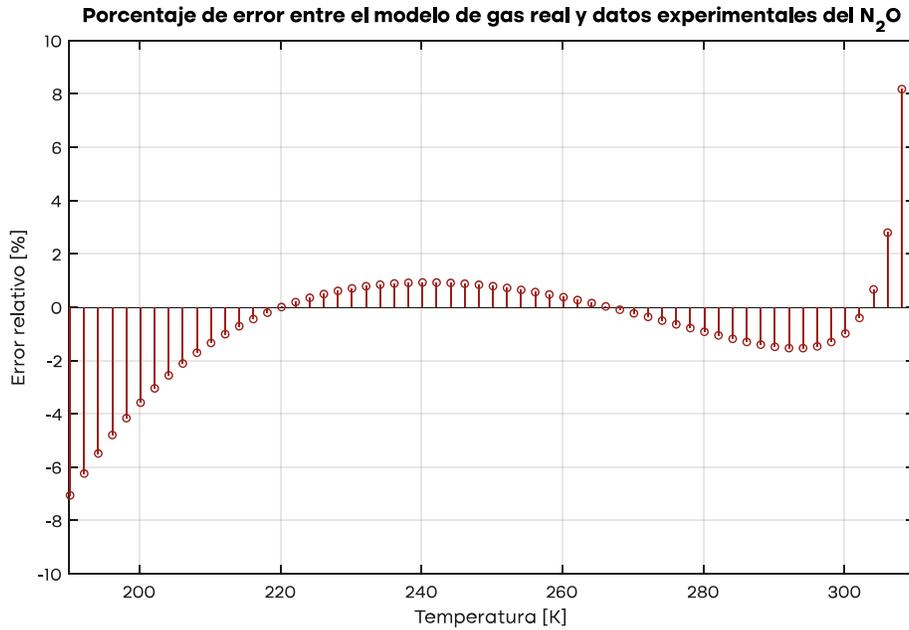


Figura 6.17: Gráfica de error relativo entre la densidad calculada con la ecuación de estado Peng-Robinson y los datos experimentales del N₂O.

Como se puede observar en la figura 6.17, el error tiende a crecer cerca del punto triple y el punto crítico. Convenientemente, en el rango de temperaturas esperado durante el procedimiento de llenado, el error se mantiene dentro de un $\pm 2\%$ respecto a los datos experimentales.

A excepción de la densidad de la fase gaseosa, todas las demás cantidades se calculan de la misma forma que en el modelo EFVL. El Apéndice D.2 es un código de MATLAB que implementa este modelo en formato de función, regresa el valor de masa estimada de cada fase y la presión de saturación, sus argumentos de entrada son el volumen total del tanque, la temperatura y la masa total.

Capítulo 7

Pruebas y resultados

7.1. Simulación de modelo EFVL P-R

Para evaluar la exactitud del modelo estimador de masas se realizó una simulación a manera de prueba previa a su uso en un proceso de llenado real. Para las variables independientes se emplearon valores arbitrarios, según las observaciones empíricas de procedimientos de llenado anteriores. La sustancia utilizada fue óxido nitroso puro, con las características de la tabla 6.2.

7.1.1. Parámetros iniciales

El volumen del tanque de oxidante fue uno de los parámetros iniciales, basado en las medidas reales del tanque, que impacta directamente en la capacidad de almacenamiento. Relacionada a esta capacidad, la masa final se asignó como el 80 % del valor máximo teórico de capacidad del tanque a 25 [°C].

Los valores de temperatura en el tiempo se asignaron basados en observaciones previas. Al inicio del llenado, la temperatura del oxidante dentro del tanque tiende a bajar. Este fenómeno se atribuye presuntamente a una expansión adiabática del gas en conjunto con el efecto Joule-Thompson. Hacia el final del proceso de llenado, la temperatura del oxidante se aproxima a la temperatura del tanque, que a su vez está en contacto con el ambiente y se encuentra expuesto a la radiación solar, provocando un aumento en la temperatura. El flujo másico es proporcional a la diferencia de presiones entre los tanques. Se supuso una presión constante y siempre mayor en el tanque terreno.

Se asignó arbitrariamente un lapso de tiempo para el desarrollo de las trayectorias de las variables durante el llenado, hasta un tiempo final t_f . Los resultados son mostrados respecto al tiempo normalizado de llenado.

La masa total inicial es distinta de cero. Este valor fue seleccionado de tal manera que durante todo el llenado existiera una mezcla bifásica. En la tabla 7.1 se muestran todos los parámetros iniciales usados en la simulación.

Tabla 7.1: Parámetros de la simulación para evaluar el modelo EFVL P-R.

Parámetro	Valor	Unidades
Volumen	19.3×10^{-3}	m^3
Masa inicial	3.80	kg
Masa final	11.41	kg
Temperatura mínima	13.39	$^{\circ}C$
Temperatura máxima	30.12	$^{\circ}C$

En la figura 7.1 se muestran los valores en el tiempo de las variables independientes que se usaron como entrada para simular el modelo EFVL P-R.

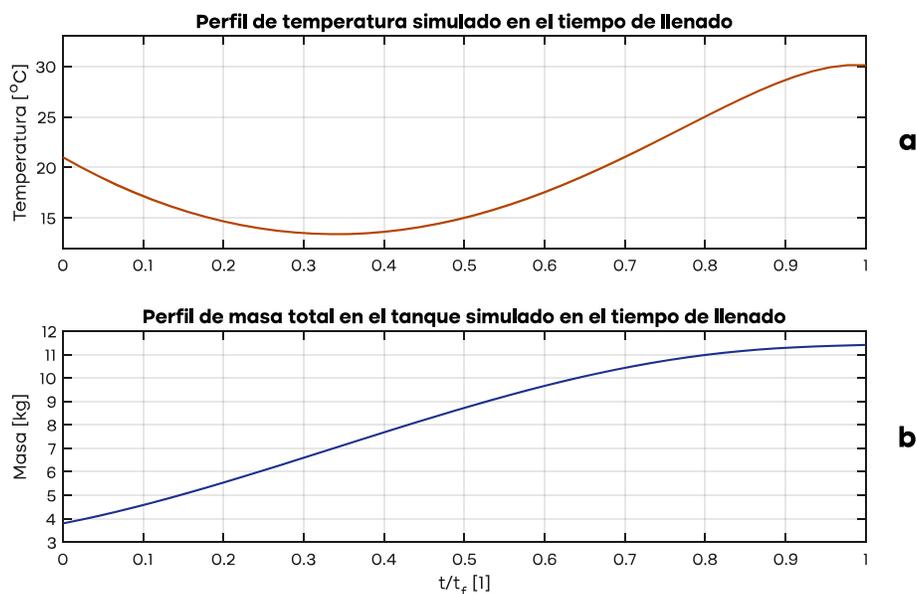


Figura 7.1: Gráfica del perfil simulado para la variable independiente; temperatura **(a)**, masa total **(b)**.

7.1.2. Resultados de la simulación

Los resultados obtenidos se compararon con una solución a las ecuaciones 6.5 y 6.6 a partir de las densidades reportadas en los datos experimentales del Apéndice E, estos fueron los valores tomados como reales para la obtención de error relativo.

Después de ejecutar un código en MATLAB con el modelo EFVL P-R y los datos de las variables independientes, se obtuvieron los valores estimados de las masas de cada fase a lo largo del tiempo, como lo muestran las gráficas de la figura 7.2.

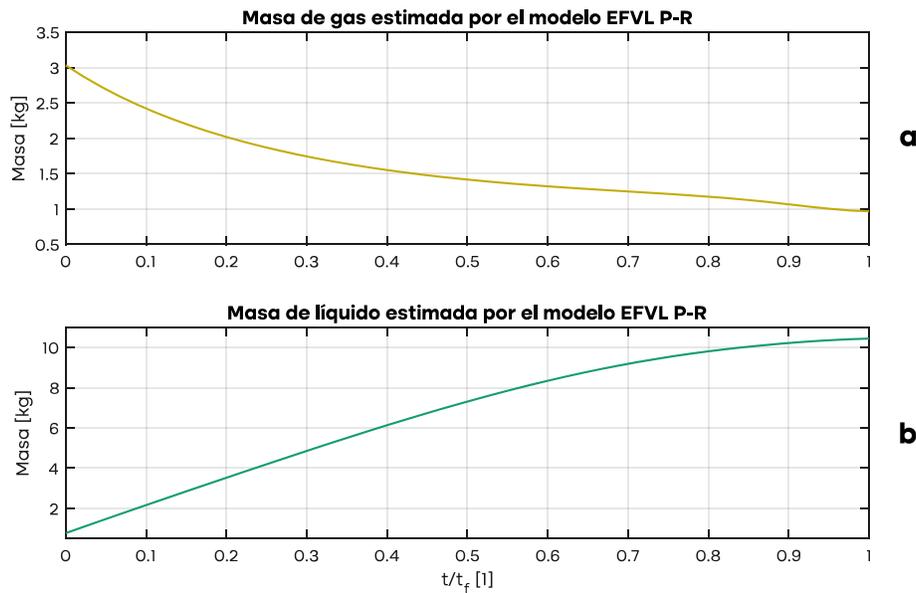


Figura 7.2: Gráfica de masa estimada por el modelo EFVL P-R para la fase; gaseosa (a), líquida (b).

Al comparar los resultados de la distribución de masas en el tanque de oxidante obtenidos mediante el modelo desarrollado en este trabajo con los resultados de la caracterización experimental del óxido nítrico, se calcularon los errores relativos, los cuales se presentan en la figura 7.3.

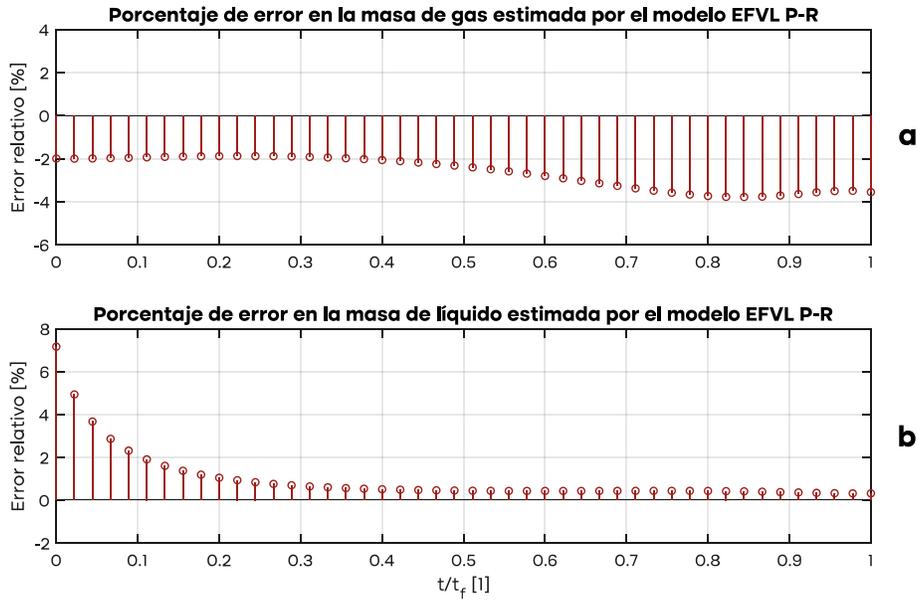


Figura 7.3: Gráfica de error relativo del modelo EFVL P-R para las masas de la fase; gaseosa **(a)**, líquida **(b)**.

La estimación de masa de la fase gaseosa siempre estuvo por debajo de la masa real. Los resultados muestran que el error tiende a aumentar hacia el final del llenado. Sin embargo, el error relativo siempre se mantuvo a menos del 4 % de diferencia respecto al valor tomado como real.

El modelo sobrestimó la masa en fase líquida durante todo el procedimiento de llenado simulado. Se llegó a presentar un error superior al 6 %, pero solo en el inicio del llenado, conforme aumenta la masa líquida, el error desciende y se mantiene por debajo del 1 % después de la primera quinta parte del tiempo de llenado.

Aunque la simulación se basó en una trayectoria de llenado específica, los resultados obtenidos poseen un nivel de validación general, debido a que el volumen del tanque de oxidante está fundamentado en las dimensiones reales, así como los rangos de temperatura y masa, ya que corresponden a los valores más probables y operativamente posibles. Esto restringe la variación que pudiera existir en un proceso de llenado real respecto a los datos simulados.

7.2. Pruebas del sistema de adquisición de datos

Con el sistema completamente integrado se realizaron una serie de ensayos del ensamble del sistema, pruebas de adquisición de datos y simulacros de una prueba de quemado estático. Durante estos ensayos se detectaron fallas menores en los distintos subsistemas que se fueron corrigiendo hasta determinar que se habían alcanzado las condiciones adecuadas para realizar la prueba de quemado estático.

Previo al comienzo de la prueba estática se registraron lecturas de los sensores en su estado inicial durante un tiempo para caracterizar el error en cada uno. La figura 7.4 muestra el análisis de mil datos de temperatura recolectados durante diez segundos, la media obtenida fue $\mu = 23.13$ [°C] con una desviación estándar de $\sigma = 0.067$ [°C]. Estos resultados corresponden a una lectura de la temperatura ambiental mientras el sistema estaba en reposo, previo a la transferencia de oxidante.

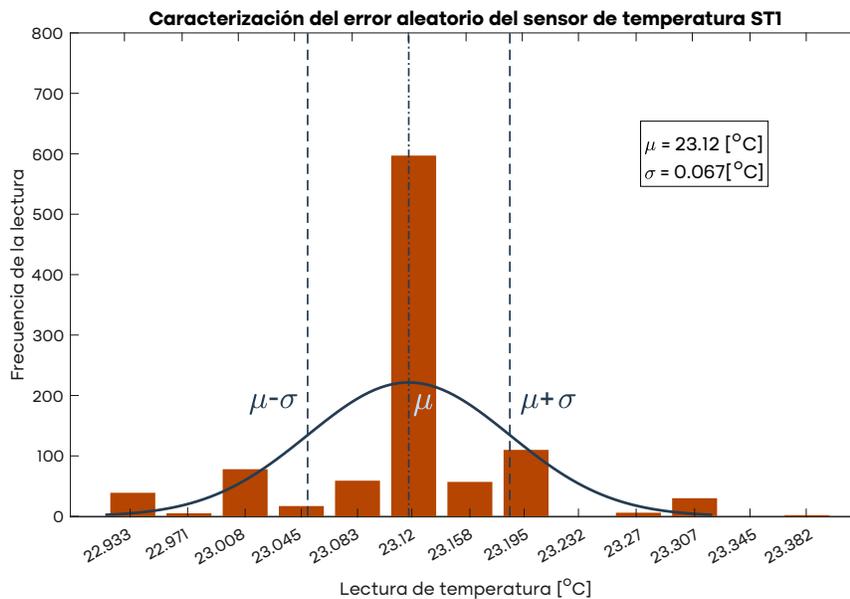


Figura 7.4: Distribución normal obtenida del análisis de los datos de temperatura del sensor ST1.

La figura 7.5 muestra el análisis de mil datos de presión provenientes del sensor del destinado a monitorear la presión del tanque terreno, la media obtenida fue $\mu = -18.36$ [kPa] con una desviación estándar $\sigma = 13.63$ [kPa]. Para estas la adquisición de estas lecturas no se abrió la válvula del tanque, por lo que la presión medida debía ser cero. La media obtenida se puede considerar el error de calibración. Considerando las características del sensor mostradas en la tabla 5.5 este error representa un 0.17 % del valor máximo.

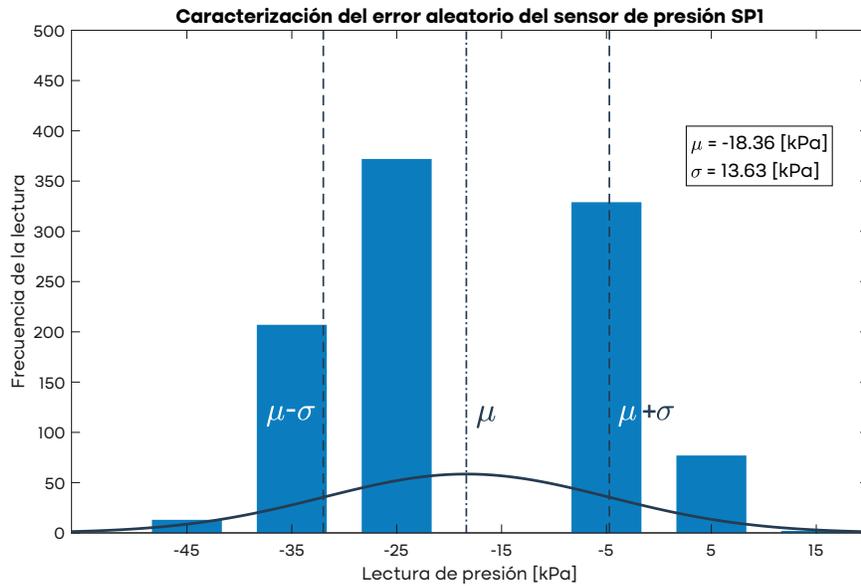


Figura 7.5: Distribución normal obtenida del análisis de los datos de presión del sensor SP1.

De manera similar se procesaron los datos producidos por el sensor de presión del tanque de vuelo en el mismo periodo de tiempo. La figura 7.6 muestra una distribución con $\mu = -25.72$ [kPa] y una desviación estándar $\sigma = 6.62$ [kPa]. La media indica que este sensor tuvo un desfase del 0.26 % respecto al valor máximo de su rango.

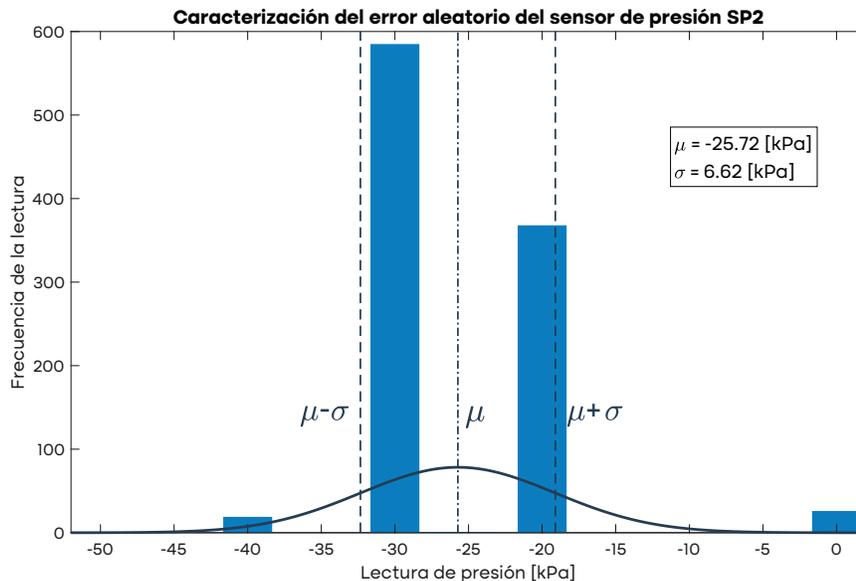


Figura 7.6: Distribución normal obtenida del análisis de los datos de presión del sensor SP2.

A pesar de tener una media más alejada del cero, el sensor de presión SP2 presenta una menor desviación estándar que el otro sensor de presión, lo que indica que es relativamente más preciso.

Para la celda de carga que mide la fuerza del motor se obtuvo $\mu = 15.85$ [N] y una desviación estándar $\sigma = 0.767$ [N]. Este valor leído de fuerza es un error de calibración por la precarga de la conexión entre la cámara de combustión y la celda de carga, al procesar los datos de la prueba estática se debe agregar un factor de corrección para hacer este valor inicial cercano a cero.

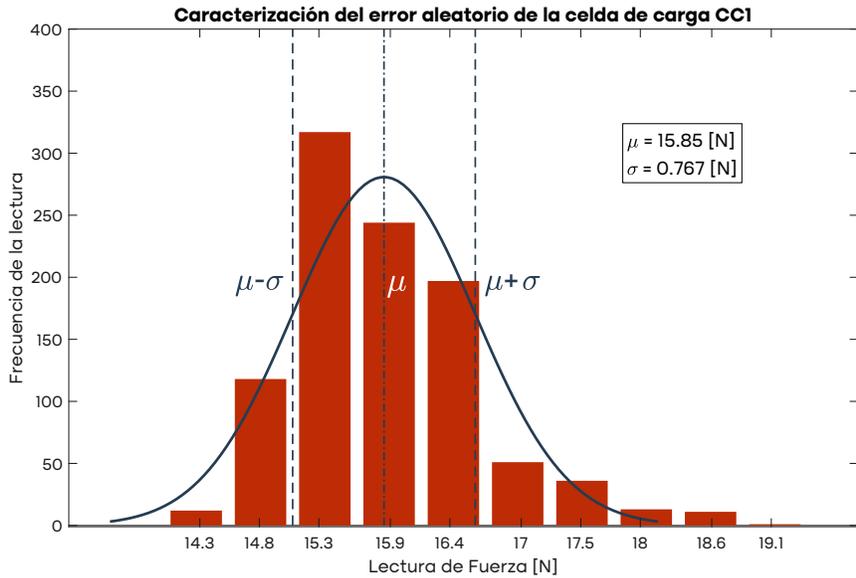


Figura 7.7: Distribución normal obtenida del análisis de los datos de la celda de carga CC1, transductor para medir la fuerza de empuje del motor.

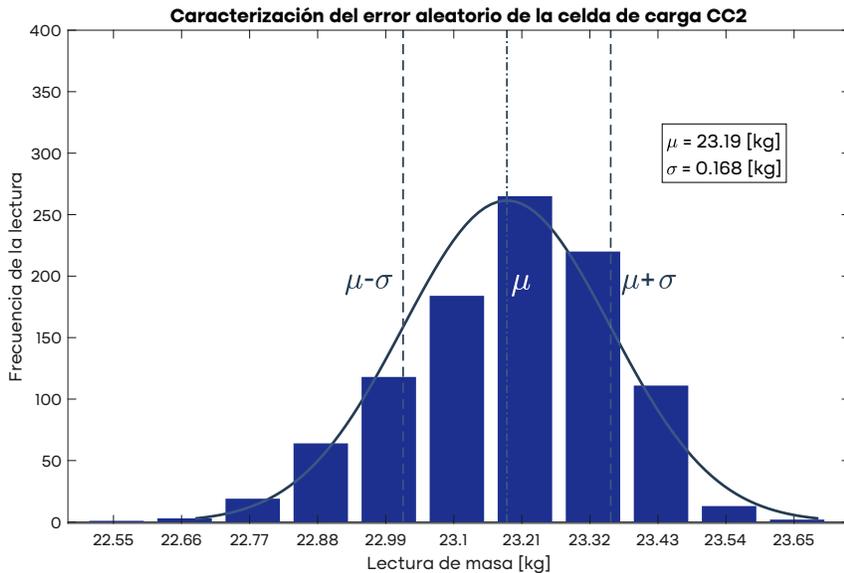


Figura 7.8: Distribución normal obtenida del análisis de los datos de la celda de carga CC2, transductor para medir la masa de oxidante en el tanque de vuelo.

En la figura 7.8 se muestra una media de las lecturas $\mu = 23.19$ [kg] con una desviación estándar $\sigma = 0.168$ [kg] para la celda de carga que mide la masa del tanque de vuelo. Este valor es la masa del tanque de vuelo vacío más toda la instrumentación y plomería montada en él. Para los propósitos del proceso de llenado, solo es de interés conocer la masa de oxidante, por lo que, al procesar los datos, se debe aplicar un factor de corrección que ajuste el valor inicial medido a cero.

La tabla 7.2 contiene los datos más relevantes del proceso de adquisición de datos para el análisis estadístico de los sensores. Todas las muestras fueron de mil datos para cada variable y contenían valores que se alineaban con las condiciones físicas observadas por los operarios. Se confirmó mediante otros instrumentos las presiones y temperaturas medidas, asegurando así la fiabilidad del sistema bajo las condiciones específicas de la prueba.

Tabla 7.2: Datos estadísticos del muestreo previo a la prueba de quemado estático.

Sensor	Valor mínimo	Valor máximo	Media	Varianza	Desviación estándar
STI	22.93 [°C]	23.40 [°C]	23.120 [°C]	0.004 [°C ²]	0.067 [°C]
SP1	-45.00 [kPa]	15.00 [kPa]	-18.360 [kPa]	185.910 [kPa ²]	13.635[kPa]
SP2	-40.00 [kPa]	00.00 [kPa]	-25.723 [kPa]	43.834 [kPa ²]	6.621 [kPa]
CC1	14.22 [N]	19.32 [N]	15.850 [N]	0.589 [N ²]	0.767 [N]
CC2	22.57 [kg]	23.60 [kg]	23.186 [kg]	0.028 [kg ²]	0.168[kg]

Con esta información registrada se consideró completa la verificación de los sistemas, en condiciones para comenzar la prueba de quemado estático se procedió a abrir la válvula del tanque terreno de óxido nitroso y energizar el sistema de actuación mediante los interruptores de seguridad. El sistema de adquisición de datos funcionó de manera ininterrumpida desde su validación, proceso de llenado y prueba estática.

7.3. Prueba de quemado estático del motor "El castigador"

Una prueba de quemado estático de motor se realiza bajo condiciones muy similares a una operación de lanzamiento. En el contexto de este trabajo el hecho de poder realizar una prueba exitosa sirve como prueba de validación del sistema de adquisición de datos e ignición. El lunes 27 de mayo de 2024 se realizó la prueba de quemado estático del motor híbrido de Propulsión UNAM, en el sitio de pruebas ubicado en Tenango, Morelos. Para esta prueba se montó el motor; tanque de oxidante y cámara de combustión, la instrumentación y las conexiones necesarias para transferir el óxido nitroso desde el tanque terreno hacia el tanque de vuelo, en un arreglo similar al mostrado en la figura 7.9.

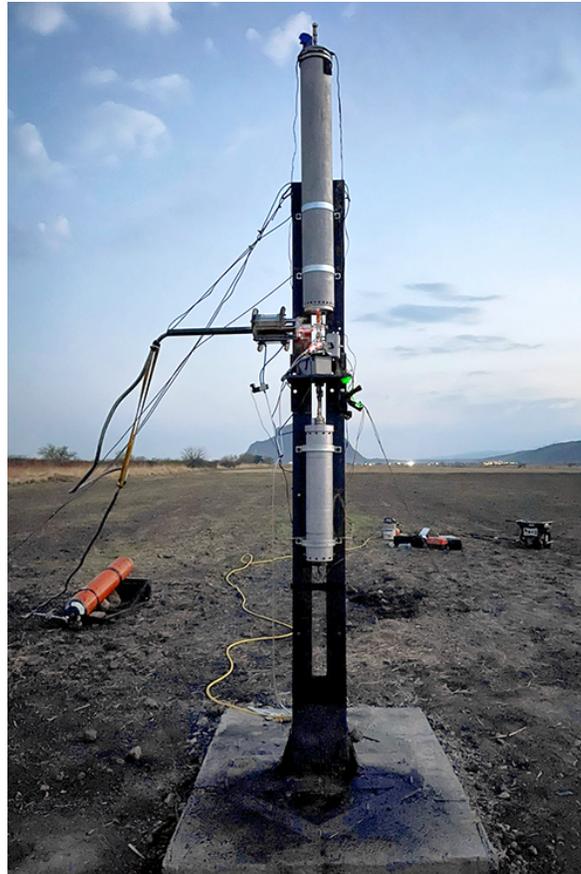


Figura 7.9: Banco de pruebas estáticas de Propulsión UNAM con el motor híbrido, la instrumentación y el sistema de llenado ensamblados.

Inicialmente se conectó un tanque terreno con una mezcla de gases inertes, principalmente dióxido de carbono, para comprobar la ausencia de fugas en el sistema y el correcto funcionamiento de la instrumentación y la comunicación inalámbrica entre el control de misión y el sistema de adquisición de datos e ignición. Durante esta etapa previa se fueron resolviendo problemas técnicos encontrados, hasta dejar el motor en condiciones aceptables para realizar la prueba. Posteriormente, se conectó el tanque de óxido nitroso y comenzó el proceso de llenado.

7.3.1. Llenado del tanque de oxidante

El procedimiento de llenado duró aproximadamente diez minutos, desde que comenzó a fluir óxido nitroso hacia el tanque de vuelo hasta que se desconectó la toma de alimentación; las variables medidas fueron la masa total del tanque (menos la masa inicial del tanque), la temperatura y la presión al interior del tanque. La información de estas variables recopilada por el sistema de adquisición de datos durante el llenado se muestra en la figura 7.10.

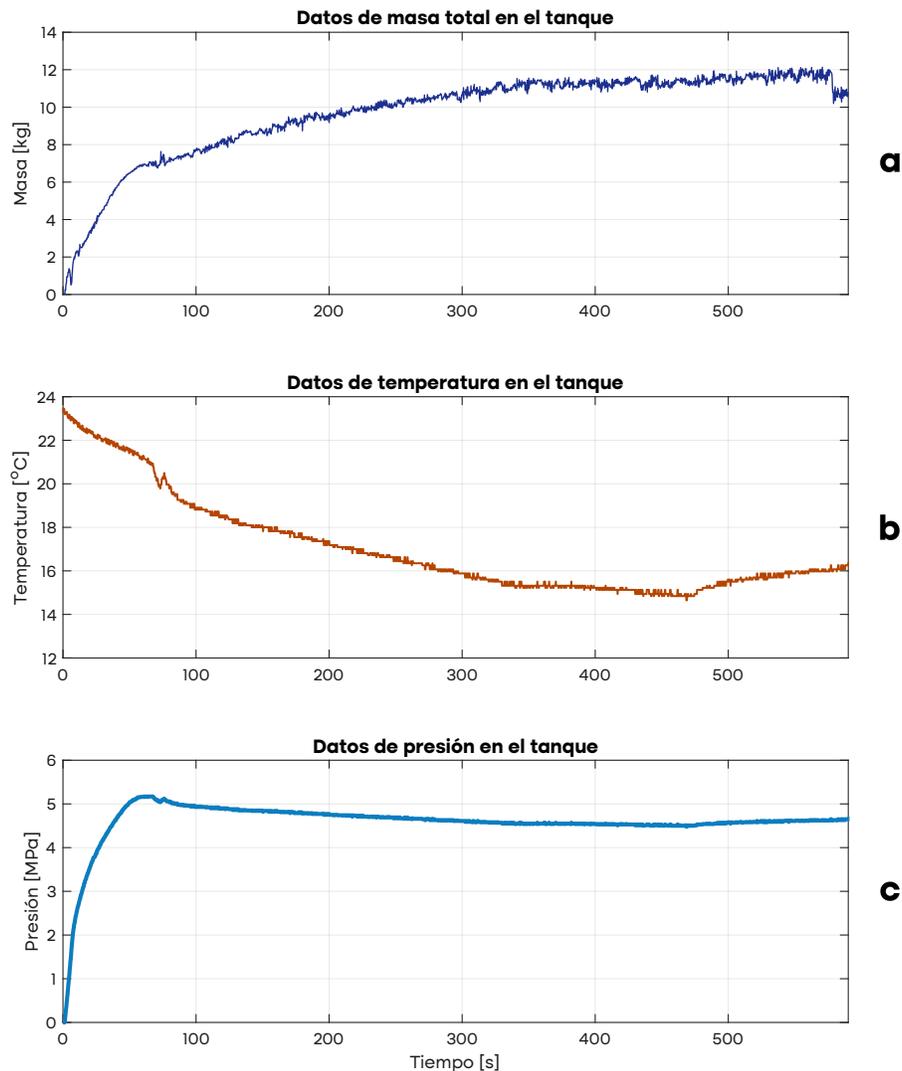


Figura 7.10: Gráfica de los datos obtenidos durante el proceso de llenado por el sensor de; masa total en el tanque (a), temperatura al interior del tanque (b), presión manométrica al interior del tanque (c).

Respecto a la adquisición de datos, se puede mencionar que el sistema electrónico funcionó correctamente durante todo el proceso, sin interrupciones ni lecturas anormales más allá del ruido propio de cada sensor. La trayectoria de llenado observada presenta las características esperadas de acuer-

do con las simulaciones previas. Al final del llenado, en la figura 7.10(a) se puede apreciar una caída abrupta de la masa. Esto es debido a la desconexión de la manguera de alimentación mediante el mecanismo de desconexión rápida (válvula QD). Este procedimiento causa una pérdida inmediata de la masa de la manguera, la cual deja de ser contabilizada en el sistema una vez que se separa del tanque. Razón por la que la masa final del llenado se tomó como el valor antes de este cambio.

Los datos registrados se procesaron usando el modelo EFVL P-R para obtener una estimación de la distribución de masas entre las dos posibles fases: líquida y gaseosa. Estos resultados se muestran en la figura 7.11. Cabe resaltar la similitud de las estimaciones obtenidas a partir de los datos reales en comparación con la trayectoria simulada de la figura 7.2, corroborando que las suposiciones sobre la variación de la temperatura y la masa durante el llenado fueron muy similares a las registradas de manera experimental.

Se observa una ausencia de masa en fase líquida durante los primeros veinte segundos del llenado, tiempo en el que la estimación de masa en fase gaseosa aumentó rápidamente. A partir de este momento, la estimación para la fase gaseosa comenzó a disminuir, mientras que la estimación para la fase líquida aumentó.

Este es el comportamiento físico esperado porque el óxido nitroso es transferido a un recipiente cuya presión es inicialmente menor que su presión de saturación. En esta condición, el óxido nitroso se evapora rápidamente para alcanzar el equilibrio de presión, lo que explica el aumento rápido de la masa en fase gaseosa y la presión en el tanque. A medida que continúa el llenado, la presión dentro del tanque se eleva y una vez que se alcanza la presión de saturación, el gas comienza a condensarse, formando la fase líquida. Este cambio se refleja en la estimación de la masa, donde la fase gaseosa empieza a disminuir mientras que la masa de la fase líquida se incrementa.

De igual manera, los valores finales de masa en cada fase fueron considerados antes del cambio abrupto de masa atribuido a la desconexión de la manguera de alimentación de oxidante. En la tabla 7.3 se muestran los valores registrados más relevantes del proceso de llenado.

Tabla 7.3: Variables físicas críticas durante el llenado.

Parámetro	Valor	Unidades
Volumen	19.3×10^{-3}	m ³
Masa total final	11.72	kg
Masa de gas final	0.87	kg
Masa de líquido final	10.85	kg
Temperatura mínima	14.84	°C
Temperatura máxima	23.52	°C
Presión final	4.65	MPa
Presión máxima	5.17	MPa

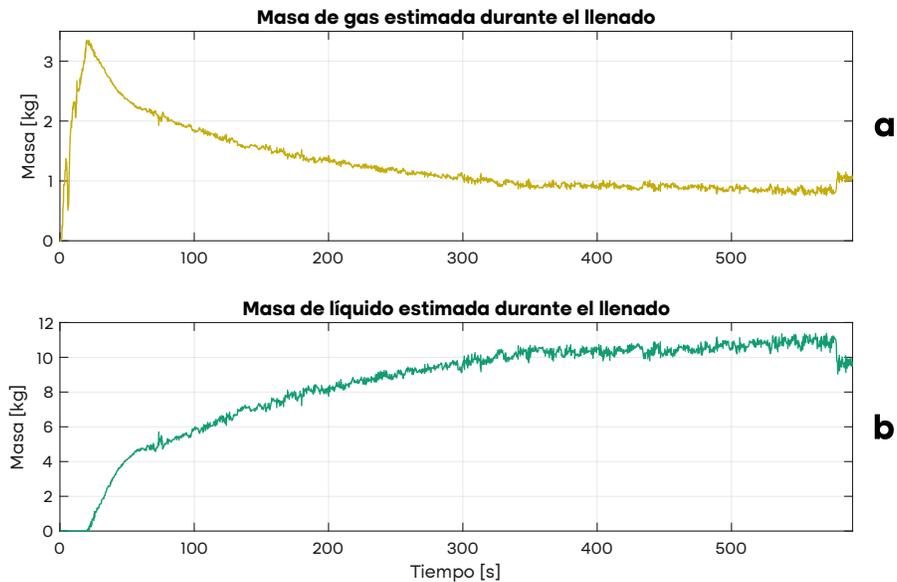


Figura 7.11: Gráfica de la estimación de masa durante el proceso llenado para la fase; gaseosa (a), líquida (b).

Estos resultados conjuntos entre el sistema de adquisición de datos y el modelo de distribución de masas, reproduciendo el comportamiento físico más probable de la sustancia, según las leyes termodinámicas, aportan una base para una validación integral de ambas herramientas.

7.3.2. Combustión del motor

Cuando se consideró que ya no era necesario transferir más oxidante al tanque y que la presión en su interior era adecuada, se procedió a cerrar todas las válvulas y activar el canal electrónico de potencia conectado al mecanismo de desconexión rápida de la manguera de alimentación. Cuando se confirmó de manera visual que este procedimiento se había realizado correctamente, se continuó con la secuencia de ignición.

Durante la secuencia se realizó primero la cuenta regresiva programada, luego se activó el canal de potencia conectado al ignitor pirotécnico. Esta primera señal comenzó una reacción de combustión de un pequeño anillo de propelente sólido que proporcionó el calor inicial para propiciar la reacción principal. Finalmente, se activó el canal de potencia con el que se abrió la válvula principal del tanque de oxidante (MOV), evento con el que se dio inicio al funcionamiento del motor. La figura 7.12(a) muestra el instante en que, mientras el propelente sólido dentro de la cámara de combustión está precalentando la parafina, se activa el mecanismo de apertura de la válvula en el suelo, a la derecha del motor.

La figura 7.12(b) es una captura realizada durante el funcionamiento del motor. Se aprecia una gran cantidad de gas incandescente en el centro de la imagen, mientras que por un efecto óptico conocido como *lens flare* se observa un reflejo del flujo de gas en la parte superior [40].

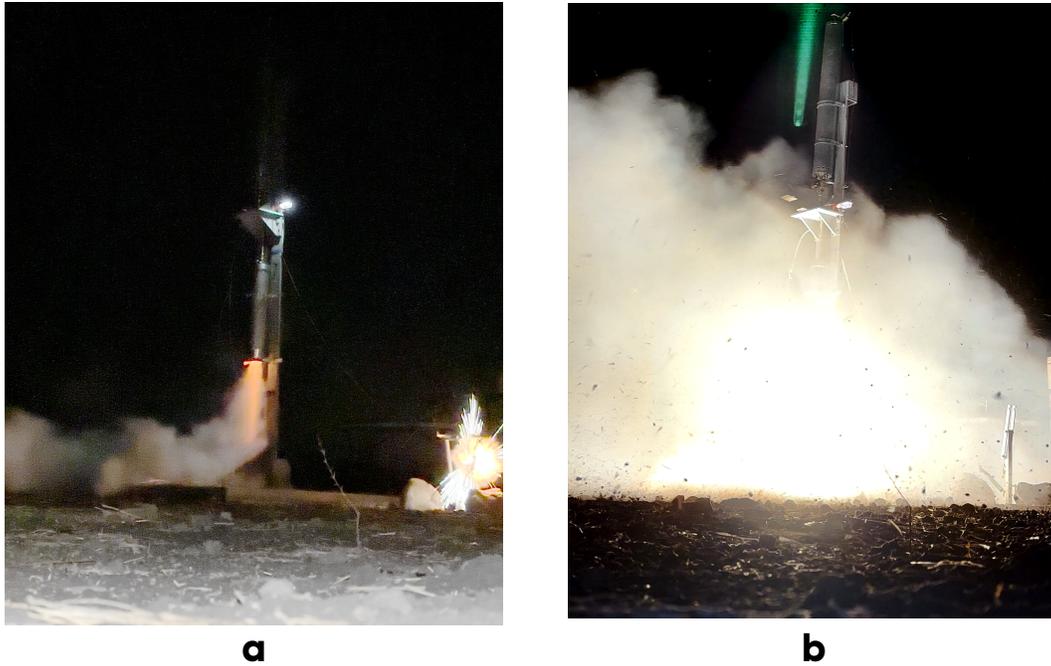


Figura 7.12: Fotograma de la prueba de quemado estático durante; la activación del mecanismo de la válvula principal (a), la combustión principal (b).

Los datos registrados durante el proceso de combustión del motor se muestran en la gráfica de la figura 7.13. La presión y el empuje tuvieron valores despreciables después de los primeros veinticinco segundos de funcionamiento.

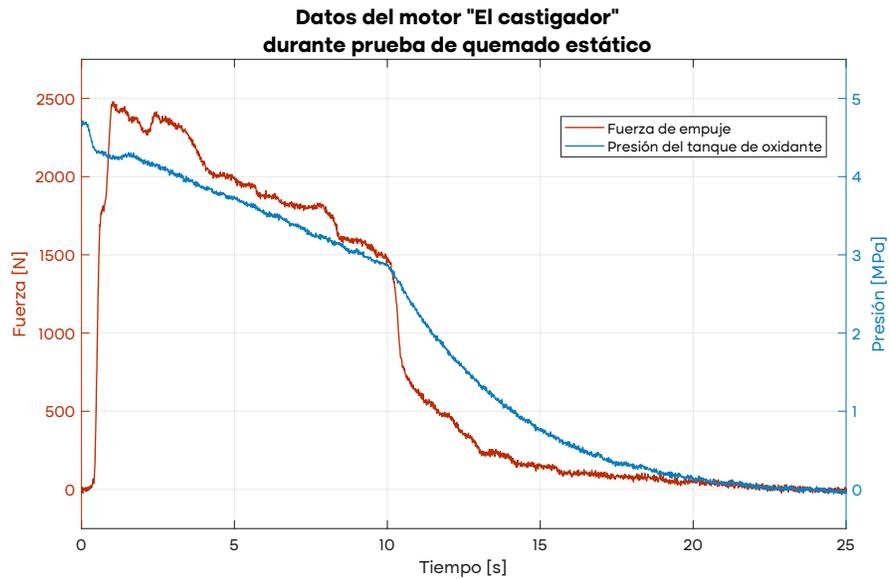


Figura 7.13: Gráfica con los datos de fuerza de empuje y presión en el tanque de oxidante durante la prueba de quemado estático.

El hecho de haber adquirido datos ininterrumpidamente durante una prueba de quemado estático utilizando el sistema electrónico montado en la estructura que soportaba el motor representa una validación de la integridad y desempeño de los componentes electrónicos. Esto se debe a que el sistema electrónico operó de manera continua y precisa bajo condiciones extremas de vibración y radiación generadas por el fenómeno de combustión.

Métricas de desempeño

Uno de los propósitos de un sistema de adquisición de datos para pruebas de quemado estático es reportar las métricas de desempeño principales, descritas en la sección 2.3 de este trabajo. Con datos recopilados durante la prueba, fue posible obtener las métricas de desempeño del motor, información usada por la división responsable del desarrollo del motor híbrido en Propulsión UNAM como parte de su proceso de desarrollo.

Después de realizar un procesamiento a los datos de fuerza de empuje, como parte de su proceso de análisis, se registró una fuerza máxima de 2 497.21 [N]. A partir de este valor se encontraron los puntos de la curva definidos como el inicio y final del tiempo de quemado.

$$t_{inicio} = \{t \mid F(t) = 0.05 \cdot F_{max}, \quad t < t_{max}\}$$

$$t_{fin} = \{t \mid F(t) = 0.05 \cdot F_{max}, \quad t > t_{max}\}$$

donde

$$F(t_{max}) = F_{max}$$

Con esos puntos en la curva se llegó a un tiempo de quemado de alrededor de quince segundos.

$$t_{inicio} = 0.41[s]$$

$$t_{fin} = 15.49[s]$$

$$t_{quemado} = t_{fin} - t_{inicio} = (15.49 - 0.41)[s] = 15.08 [s]$$

La siguiente métrica fue el impulso total. Este cálculo se realizó mediante el método de integración numérica trapezoidal [41].

$$I_{total} = \int_{0[s]}^{25[s]} F(t) dt = 21642.11 [N \cdot s]$$

Conociendo el tiempo de quemado y el impulso total, se calculó la fuerza de empuje promedio.

$$F_{promedio} = \frac{I_{total}}{t_{quemado}} = \frac{21642.11[N \cdot s]}{15.08[s]} = 1434.77 [N]$$

Finalmente, con el dato de masa en fase líquida proveniente del proceso de llenado y la cantidad de parafina colocada en la cámara de combustión se pudo obtener la masa de propelente usada en la prueba, a partir de esta cantidad y del impulso total se calculó el impulso específico.

$$m_{propelente} = m_{oxidante} + m_{combustible} = (10.85 + 2.51)[\text{kg}] = 13.36[\text{kg}]$$

$$I_{sp} = \frac{I_{total}}{g_0 \cdot m_{propelente}} = \frac{\int_0^{25[\text{s}]} F(t) dt}{g_0 \cdot m_{propelente}}$$

$$I_{sp} = \frac{21642.11[\text{N} \cdot \text{s}]}{9.80665[\text{m/s}^2] \cdot 13.36[\text{kg}]} = \frac{21642.11[\text{N} \cdot \text{s}]}{131.0168[\text{N}]} = 165.1857 [\text{s}]$$

La obtención de estas métricas, junto con la capacidad de llenado y operación segura de manera remota, son los productos finales del sistema electrónico de adquisición de datos e ignición que sustentan la validación del producto.

En el Apéndice D.3 se muestra el código en formato de función en MATLAB para realizar los cálculos de las métricas de desempeño relacionadas a la curva de empuje. La figura 7.14 muestra las métricas obtenidas en una gráfica de fuerza de empuje contra tiempo.

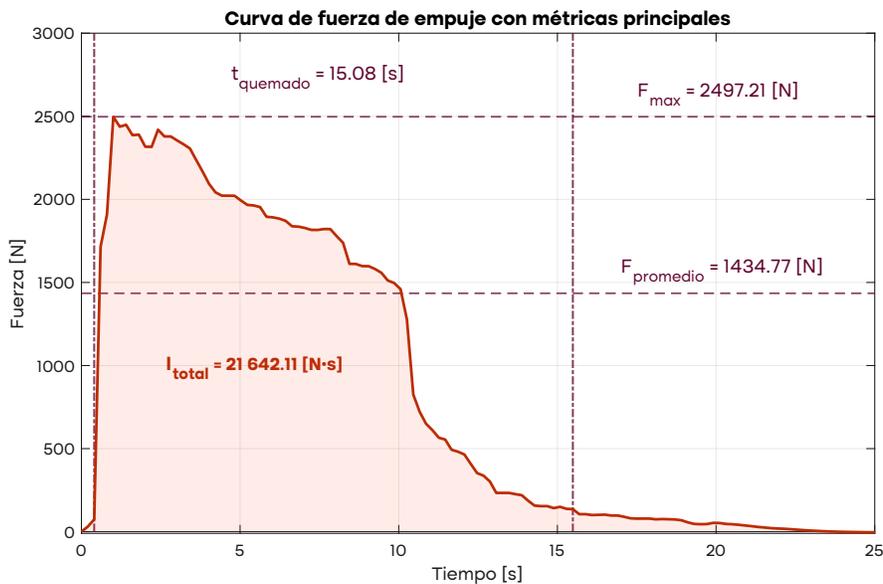


Figura 7.14: Gráfica con las métricas de evaluación de desempeño obtenidas durante la prueba de quemado estático a partir de la curva de fuerza de empuje.

Capítulo 8

Conclusiones

En el presente trabajo se documentó el desarrollo de un sistema integral para la preparación e ignición de motores cohete híbridos, con énfasis en el diseño e implementación en un motor real, de acuerdo con los objetivos principales establecidos.

Se consideran cumplidos todos los objetivos planteados para este trabajo, ya que se logró desarrollar un sistema con el que se pudo monitorear el estado del oxidante dentro del tanque de vuelo durante el proceso de llenado. Con el mismo sistema se realizó la actuación de las electroválvulas y demás actuadores involucrados en el proceso de llenado e ignición del motor. Se realizó una prueba de quemado estático exitosa en la que se obtuvo la curva de fuerza de empuje usando el sistema de adquisición de datos y con la cual se pudo caracterizar el desempeño del motor. Todos estos procedimientos se realizaron de manera remota y con la posibilidad de detenerlos en cualquier etapa previa al inicio de la combustión, el cual era uno de los objetivos de implementar este sistema.

A lo largo del desarrollo de este trabajo se lograron gestionar diversos aspectos típicos de un proyecto aeroespacial, como la investigación de tecnologías relacionadas con las necesidades identificadas y la planificación de las distintas etapas de trabajo. Además, se integraron sistemas mecatrónicos, incluyendo una tarjeta de adquisición de datos, una arquitectura de software que permitió el monitoreo y control remoto mediante la conexión de distintos sistemas embebidos, y el modelado matemático de un fenómeno físico. Todo esto fue sometido a verificación experimental, pruebas simulacro y análisis de resultados de la prueba final, lo que permitió identificar posibles mejoras en cada sistema.

8.1. Evaluación del sistema de adquisición de datos y encendido

Este proyecto representó un reto por el incremento en la cantidad de señales a recibir y los nuevos requerimientos propios de la propulsión híbrida, en comparación con los desarrollos previos del equipo de Propulsión UNAM. Se diseñó y fabricó un sistema electrónico que se usó en las diversas sesiones de prueba previas a la prueba de quemado estático principal y durante la misma. A pesar de enfrentar problemas menores en estas pruebas experimentales, como conexiones defectuosas entre el sistema

de adquisición de datos y la instrumentación instalada en las diferentes secciones del sistema de propulsión, o dificultades para establecer una comunicación inalámbrica estable entre el sistema de soporte en tierra y el control de misión, se validó que el diseño elaborado funcionó según lo esperado y cumplió con todos los requerimientos especificados en la tabla 5.1.

Considerando las características del óxido nitroso y la capacidad del tanque construido, la similitud entre las diferentes trayectorias posibles de llenado permitieron que los resultados de las simulaciones, usando el modelo EFVL P-R, fueran representativas de una amplia gama de escenarios prácticos. Esto se comprobó al observar la evolución de las variables físicas durante el proceso de llenado real, previo a la prueba de quemado estático.

Como lo demuestran los valores de error presentados en la sección 6.3 entre las propiedades reportadas del óxido nitroso y las estimaciones del modelo EFVL P-R, este conjunto de relaciones matemáticas logró describir con un buen nivel de exactitud las propiedades de la mezcla bifásica. La fiabilidad del modelo contribuyó significativamente al éxito de la prueba de quemado estático ya que proporcionó certeza sobre la cantidad de oxidante en el tanque para comenzar la fase de combustión.

El sistema electrónico en conjunto con el modelo termodinámico presentado, generó los datos necesarios para tomar decisiones sobre el control de las válvulas durante el procedimiento de llenado, lo que permitió la operación remota y segura del sistema. Se logró detener las operaciones de manera inmediata cuando se presentaron situaciones imprevistas, así como presurizar y despresurizar el sistema de alimentación sin la intervención directa de una persona, minimizando los riesgos a los que estaban expuestos los operadores.

Se cumplió el objetivo de obtener una caracterización completa del desempeño del motor usando el sistema de adquisición de datos en una prueba de quemado estático, como lo muestran los resultados obtenidos en la sección 7.3. Una revisión de los datos registrados durante la prueba de quemado estático no reveló valores anómalos ni fuera de los rangos esperados, siendo consistentes con las simulaciones del funcionamiento del motor. Una evaluación más a profundidad del desempeño del sistema de propulsión está fuera de los objetivos de este trabajo. Por otro lado, una valoración completa de la fiabilidad de la información generada durante la adquisición de datos requerirá la realización de más pruebas de quemado estático y un análisis conjunto de los resultados con el equipo encargado del desarrollo del motor.

8.2. Logros y contribuciones de la investigación

Este sistema de adquisición de datos e ignición forma parte de un hito significativo dentro del ámbito universitario en México. Con este avance, la UNAM se convierte en la primera universidad del país en validar un motor híbrido mediante pruebas de quemado estático y, posteriormente, utilizarlo en vuelo con el lanzamiento del cohete "Xitle II" en junio de 2024. Este vehículo representó a la universidad en la competencia internacional más importante de coherencia experimental.



Figura 8.1: Lanzamiento del cohete "Xitle II" durante *Spaceport America Cup 2024*.

Con este trabajo se abren diversas líneas de investigación y oportunidades para continuar escalando la capacidad de los sistemas de propulsión buscando niveles cada vez más cercanos a la capacidad orbital. Algunas de las contribuciones destacables que pueden servir como antecedente o referencia en la realización de otras investigaciones son:

- Propuesta de un protocolo de operación y lineamientos de seguridad para motores híbridos.
- Propuesta de una arquitectura de instrumentación básica para motores cohete híbridos.
- Propuesta de un diseño electrónico basado en microcontrolador para la adquisición de datos y manejo en tiempo real de actuadores para operar un motor cohete híbrido.
- Modelo matemático para estimar la distribución de masas en una mezcla bifásica de oxidante.
- Resultados sobre el desempeño de un sistema de propulsión híbrido con óxido nitroso como oxidante y parafinas como combustible.

Además de su aporte técnico, esta investigación ha sentado las bases para el desarrollo de sistemas de propulsión para cohetes híbridos y líquidos, una tecnología clave para alcanzar independencia tecnológica y la capacidad nacional de exploración espacial.

8.3. Áreas de oportunidad para futuras investigaciones

A partir de las dificultades observadas durante la realización de este trabajo, se identificaron áreas donde es posible mejorar la implementación actual, así como explorar nuevas soluciones a partir de profundizar en más pruebas e investigación dentro de estas áreas.

Conexiones y manejo de cables

Se pueden mejorar las conexiones entre sensores y actuadores desde sus respectivas ubicaciones hasta el sistema electrónico central, tomando en cuenta los lugares para el paso de los cables en la estructura del banco de pruebas o la torre de lanzamiento según sea el caso. Para la configuración de vuelo se debe hacer una desconexión rápida previa al despegue entre la instrumentación a bordo del vehículo y el sistema de soporte en tierra.

Se pueden buscar conectores con certificación y mejores características mecánicas. Así como marcar claramente a qué dispositivo corresponde cada conector, usar conexiones que no puedan ser usadas en una posición incorrecta o en un terminal que no les corresponda.

Instrumentación

Se recomienda ampliar la cantidad de variables físicas medidas, por ejemplo, la presión en la cámara de combustión, que permitiría hacer un mejor análisis del proceso de combustión. Medir el flujo másico en el proceso de llenado e investigar otras formas de medir o estimar el nivel de oxidante en el tanque.

Es necesario someter los sensores a pruebas para comprobar su correcta calibración en la mayoría de sus rangos, antes y después de su uso. Mejorar el ensamble mecánico de las celdas de carga a las estructuras para asegurar una adecuada transferencia de las fuerzas. Es deseable minimizar el espacio y peso de las piezas y conexiones usadas para conectar los sensores en los tanques de vuelo. Procurar eliminar las fugas y simplificar los procesos de ensamble.

Se invita a comenzar la investigación sobre instrumentación apta para el manejo de sustancias criogénicas, que son habituales en los sistemas de propulsión híbrida y líquida.

Telecomunicaciones

El comportamiento de la comunicación a través de los transmisores de radio fue poco predecible; en ocasiones se tenía enlace estable a ciertas distancias y en otros momentos la calidad del enlace

bajaba estando a distancias similares. El tipo de antenas y su ubicación son variables con un amplio rango de variación y de las cuales depende lograr una comunicación inalámbrica confiable. La integración de amplificadores o el uso de transmisores de mayor potencia podrían ser una manera de alcanzar mayores distancias de comunicación estable.

Debido a la existencia de otros dispositivos de telecomunicación y distintas estructuras que pueden interferir con la señal de radio, existe la necesidad de desarrollar protocolos para cambiar la frecuencia de transmisión y sincronizar todos los dispositivos de la red de manera automática para poder realizar estos cambios sin necesidad de parar la operación.

A pesar de tener una frecuencia de muestreo relativamente alta en el sistema de adquisición, esa tasa de transferencia de información no se podía mantener en la comunicación por radio. Para este propósito, se requiere el uso de bandas de frecuencia para alta velocidad de transmisión y el hardware asociado a ellas. Un rediseño del sistema de telecomunicación que tome en cuenta todas estas observaciones podría simplificar sustancialmente los tiempos de las operaciones durante pruebas de quemado estático o lanzamientos.

Ingeniería de sistemas

La naturaleza mecatrónica de este sistema requirió de una participación multidisciplinaria del grupo de trabajo encargado de su desarrollo. Se identificaron áreas de oportunidad significativas en la ingeniería de sistemas, las cuales se centran en la documentación, planeación, transferencia de información entre subsistemas, el manejo de versiones en software y la generación de requerimientos a partir de las necesidades definidas por otro subsistema.

Se recomienda implementar metodologías de gestión de proyectos que promuevan una planificación detallada y una coordinación efectiva, como podrían ser herramientas de gestión de proyectos y reuniones regulares de sincronización. Se espera que un plan de trabajo más estructurado y coordinado permitirá anticipar y resolver problemas con mayor eficacia y la robustez de los sistemas desarrollados.

Simulación

Hay muchas características del fenómeno físico de transferencia de sustancias desde los tanques terrenos hacia los tanques de vuelo que pueden modelarse y servirían para realizar mejores simulaciones y complementar la adquisición de datos experimentales. Además, un mejor entendimiento de la dinámica durante los procesos de llenado puede contribuir al desarrollo de procesos de llenado asistidos o automáticos, incluso optimizados para reducir pérdidas y tiempo de ejecución.

Referencias

- [1] A. C. García y J. C. Suárez, *La Industria Aeroespacial en México*, mar. de 2021. dirección: https://igape.gal/images/05-mais-igape/05-05-quensomos-internacional/antenas/NotaSectoria_LaIndustriaAeroEspacialenMexico_032021.pdf.
- [2] *México se consolida como potencia en la Industria Aeroespacial*, sep. de 2023. dirección: <https://www.metalmecanica.com/es/noticias/mexico-se-consolida-como-potencia-en-la-industria-aeroespacial>.
- [3] C. D. Muñoz, *Historia del desarrollo espacial en México*, oct. de 2014. dirección: <https://haciaelespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=210>.
- [4] D. C. Montgomery, E. A. Peck y G. Vining, *Introduction to Linear Regression Analysis*, Fifth Edition. John Wiley y Sons, jun. de 2013.
- [5] J. M. Smith, H. V. Ness, M. Abbott y M. T. Swihart, *Introduction to chemical engineering thermodynamics*, 8va Edición, M.-H. Education, ed. 2018, isbn: 9781259696527.
- [6] C. Antoine, "Tensions des vapeurs; nouvelle relation entre les tensions et les températures", *Comptes Rendus des Séances de l'Académie des Sciences*, vol. 107, págs. 778-780, 1888.
- [7] H. G. Rackett, "Equation of State for Saturated Liquids", *Journal of Chemical and Engineering Data*, vol. 15, págs. 514-517, 4 oct. de 1970, issn: 15205134. doi: 10.1021/JE60047A012 / ASSET / JE60047A012.FP.PNG_V03.
- [8] A. Vetere, "Again the Rackett equation", *The Chemical Engineering Journal*, vol. 49, págs. 27-33, 1 mayo de 1992, issn: 0300-9467. doi: 10.1016/0300-9467(92)85021-Z.
- [9] J. D. van der Waals, "Over de continuïteit van den gas- en vloeistofoestand", 1873.
- [10] D.-Y. Peng y D. B. Robinson, "A New Two-Constant Equation of State", *Industrial and Engineering Chemistry Fundamentals*, vol. 15, págs. 59-64, 1 feb. de 1976, issn: 0196-4313. doi: 10.1021/i160057a011.
- [11] K. S. Pitzer, D. Z. Lippmann, R. F. Curl, C. M. Huggins y D. E. Petersen, "The Volumetric and Thermodynamic Properties of Fluids. II. Compressibility Factor, Vapor Pressure and Entropy of Vaporization", *Journal of the American Chemical Society*, vol. 77, págs. 3433-3440, 13 1955, issn: 15205126. doi: 10.1021/JA01618A002/ASSET/JA01618A002.FP.PNG_V03.
- [12] G. P. Sutton y O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, Seventh Edition. John Wiley y Sons, 2001, isbn: 0471326429.

- [13] *NFPA 1125: CODE FOR THE MANUFACTURE OF MODEL ROCKET AND HIGH POWER ROCKET MOTORS*, Última revisión: 2022, National Fire Protection Association, 2022. dirección: <https://www.nfpa.org/product/nfpa-1125-code/p1125code>.
- [14] J. Fraden, *Handbook of modern sensors: Physics, designs, and applications*, Fourth Edition. Springer International Publishing, 2016. doi: 10.1007/978-3-319-19303-8.
- [15] C. Falconi, E. Martinelli, D. Natale et al., "Electronic interfaces", *Sensors and Actuators B*, vol. 121, págs. 295-329, 2007. doi: 10.1016/j.snb.2006.09.022. dirección: <http://next.uniroma2.it/files/2015/12/S-and-A-Electronic-Interfaces.pdf>.
- [16] H. Nyquist, "Certain Topics in Telegraph Transmission Theory", *Transactions of the American Institute of Electrical Engineers*, vol. 47, págs. 617-644, 1928.
- [17] G. M. Smith, *Types of ADC Converters*, feb. de 2024. dirección: <https://dewesoft.com/blog/types-of-adc-converters>.
- [18] A. D. Marcellis y G. Ferri, *Analog Circuits and Systems for Voltage-Mode and Current-Mode Sensor Interfacing Applications*. Springer Netherlands, 2011, isbn: 978-90-481-9827-6. doi: 10.1007/978-90-481-9828-3.
- [19] TME, *Catálogo de tensiómetros de lámina*, 2023. dirección: https://www.tme.com/cl/es/details/ten-tfs5_120-p/sensores-de-presion/tenmex/tfs5-120-p/.
- [20] *Capital Rocket Team*, 2022. dirección: <https://capitalrocketteam.com/>.
- [21] DARE, *Stratos II/II+*. dirección: <https://dare.tudelft.nl/stratos2/>.
- [22] DARE, *Stratos II/II+ Launch Campaign*. dirección: <https://dare.tudelft.nl/stratos2/launchcampaign/>.
- [23] DARE, *Stratos II/II+ Technical Overview*. dirección: <https://dare.tudelft.nl/stratos2/tech/>.
- [24] R. Florea, *Using the CompactRIO and LabVIEW to reach 21.5 km*, mayo de 2016.
- [25] M. Kobald, C. Schmierer, U. Fischer, K. Tomilin y A. Petrarolo, "A Record Flight of the Hybrid Sounding Rocket HEROS 3", *Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan*, vol. 16, págs. 312-317, 2018.
- [26] HyEnD, *DLR STERN II Project*. dirección: <https://hyend.de/index.php/dlr-stern-participation/>.
- [27] M. Bouziane, A. E. D. M. Bertoldi, P. Milova y P. Hendrick, "Development and Testing of a Lab-scale Test-bench for Hybrid Rocket Engines", *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, mayo de 2018. doi: 10.2514/6.2018-2722.
- [28] S. Jayaram, H. Pritzlaff y A. Stack, "Data Acquisition for Collegiate Hybrid and Solid Rocketry - An Undergraduate Research Experience", *American Society for Engineering Education*, ago. de 2022.
- [29] A. Boffi, A. Firenzuola, N. Florio et al., *Development and Testing of a Hybrid Rocket Engine*, oct. de 2023. dirección: <https://dewesoft.com/blog/development-and-testing-of-hybrid-rocket-engine>.
- [30] D. G. Ullman, *The Mechanical Design Process*, Fourth Edition. McGraw-Hill, 2010.
- [31] D. Akin, *Akin's Laws of Spacecraft Design*. dirección: https://spacecraft.ssl.umd.edu/akins_laws.html.

- [32] R. Shishko, *NASA Systems Engineering Handbook*, Rev. 2. National Aeronautics y Space Administration, 2007. dirección: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/09/nasa_systems_engineering_handbook_0.pdf.
- [33] N. V. Raghavendra, *Engineering metrology and measurements*, L. Krishnamurthy, ed. Oxford University Press, 2013, isbn: 1-68015-280-7.
- [34] D. of Defense, *MIL-STD-882D: Standard Practice for System Safety*, feb. de 2000. dirección: <https://mail.system-safety.org/Documents/MIL-STD-882D.pdf>.
- [35] H. Dezfuli, *NASA System Safety Handbook*, Version 1.0. National Aeronautics y Space Administration, nov. de 2011, vol. 1. dirección: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20120003291/downloads/20120003291.pdf>.
- [36] M. H. Rashid, *Power Electronics Handbook*, Fourth Edition, M. H. Rashid, ed. 2018, isbn: 9780128114070. doi: 10.1016/C2016-0-00847-1.
- [37] STMicroelectronics, *L78L Datasheet Positive voltage regulators*, 2024. dirección: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/l78l.pdf>.
- [38] J. E. Zimmerman, B. S. Waxman, B. J. Cantwell y G. G. Zilliac, "Review and Evaluation of Models for Self-Pressurizing Propellant Tank Dynamics", *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2013. doi: 10.2514/6.2013-4045. dirección: https://web.stanford.edu/~cantwell/Selected_Publications/Liquifying%20hybrid%20fuels,%20hybrid%20rocket%20design,%20small%20thrusters,%20propulsion%20designs%20for%20Mars/Review%20and%20evaluation%20of%20models%20for%20self-pressurizing%20propellant%20tank%20dynamics%20AIAA%202013-4045.pdf.
- [39] A. Liquide, *Nitrous oxide*. dirección: <https://encyclopedia.airliquide.com/nitrous-oxide#properties>.
- [40] E. Souksava, T. Corbier, Y. Li, F. X. Thomas, L. Chanas y F. Guichard, "Evaluation of the lens flare", en *IS and T International Symposium on Electronic Imaging Science and Technology*, vol. 2021, Society for Imaging Science y Technology, 2021. doi: 10.2352/ISSN.2470-1173.2021.9.IQSP-215.
- [41] S. Chapra y C. Raymond, *Numerical Methods for Engineers*, Seventh Edition. McGraw-Hill Education, 2015.

Apéndice A

Plantilla de reporte de diseño Propulsión UNAM



Reporte de diseño

Nombre del proyecto

Imagen del proyecto

División técnica: *Aeroestructuras / Aviónica / Propulsión*

Participantes: *Nombre(s) Apellidos 1*

Nombre(s) Apellidos 2

Nombre(s) Apellidos 3

Temporada: 2023-2024

Sección 1: Definición del proyecto

Objetivos

Responden a las preguntas:

- *¿Cuáles son las motivaciones para empezar el proyecto?*
- *¿Cómo es que el desarrollo se relaciona con las metas generales del equipo?*
- *¿Cuáles son los resultados esperados?*

Alcance

Responden a las preguntas:

- *¿De qué recursos se dispone?*
- *¿Qué se debe cumplir para considerar exitoso el proyecto?*
- *¿Cómo se integra este desarrollo con los demás desarrollos de la temporada?*
- *¿Es parte de un trabajo conjunto con otro equipo o institución?*

Cronograma y asignación de tareas

Usualmente tiene un diagrama de Gantt y responden a las preguntas:

- *¿Cuáles son las etapas planeadas?*
- *¿Qué lapsos de tiempo se definen para cada etapa?*
- *¿Qué personas son responsables de las tareas?*
- *¿Qué fechas importantes se deben tener presentes?*
- *¿Qué hacer en caso de no cumplir un plazo de entrega?*

Sección 2: Generación de requerimientos

Descripción del contexto de uso

Se plantea el problema o situación que se pretende resolver con el proyecto, detalles sobre qué cualidades debe tener y observaciones importantes que puedan delimitar sus características finales. Se definen las necesidades generales y las condiciones de operación esperadas.

Estado del arte

Es una breve investigación sobre soluciones ya implementadas por otras entidades académicas o desarrollos en la industria.

- *¿De qué recursos se dispone?*
- *¿Qué se debe cumplir para considerar exitoso el proyecto?*
- *¿Cómo se integra este desarrollo con los demás desarrollos de la temporada?*
- *¿Es parte de un trabajo conjunto con otro equipo o institución?*

Lista de necesidades

Número	Necesidad	Descripción
1	<i>Ejemplo: Desacelerar el cohete.</i>	<i>Frenar la velocidad de caída del cohete para que no se dañe.</i>
2	<i>Ejemplo: Evitar que se caliente el motor.</i>	<i>Aislar los gases de combustión para que el motor no se caliente excesivamente.</i>
...
N

Lista de requerimientos

Normalmente se divide por subsistemas y se les asigna un nombre conformado por las iniciales y una numeración.

Nombre	Subsistema	Descripción	Parámetro de aceptación
CV - 01	Control de vuelo	Disminuir la velocidad terminal del cohete.	Menor que 9 [m/s ²]
PR-01	Propulsión	Mantener la temperatura exterior del motor baja.	Menor que 200 [°C]
...
N

Sección 3: Diseño conceptual

Generación de conceptos

En esta sección se reportan las ideas generadas a través de bocetos, esquemas, fotografías, renders, etc. Específica el método o proceso con el que se llegó a cada idea y las características más importantes sobre cada concepto, deben servir para justificar por qué son viables o exponer por qué no son viables.

Prototipos

En esta sección se reportan los prototipos creados. ¿Qué características de simplificación lo convierten en un prototipo y no producto final?, ¿Qué se está verificando con cada prototipo?, ¿Cuál fue el proceso de fabricación?, ¿Qué se aprendió y cuáles son las modificaciones que se deben hacer?

Convergencia del concepto

Se debe documentar el proceso de selección del concepto a desarrollar, este proceso puede ser mediante discusiones grupales y un reporte. Se puede usar una matriz de decisiones o alguna otra metodología. A veces se acepta todo un concepto o solo parte de y se integra con otra solución parcial. Se busca calificar los conceptos de la manera más objetiva posible, es decir, que las decisiones estén sustentadas en prototipos, análisis, antecedentes de uso o cualquier otra evidencia técnica.

Ejemplo: Matriz de decisiones

Escala

Pésimo	Muy malo	Malo	Bueno	Muy bueno	Excelente
0	1	2	3	4	5

Matriz con calificaciones

	Factor 1	Factor 2	...	Suma
Opción 1	3	5	...	12
Opción 2	1	2	...	14
...
Opción N	4	0	...	9

Solución propuesta

En esta sección se debe incluir la descripción completa del concepto de diseño seleccionado, incluir bocetos, diagramas, u otra herramienta que ayude a describir totalmente el concepto. Se debe explicar la razón para haber escogido esta solución sobre las demás. Es altamente recomendable que la solución propuesta sea aprobada por el líder del sistema o alguien con experiencia en el área antes de proceder a la siguiente etapa de diseño.

Sección 4: Diseño de detalle

Cálculos / Modelado / Simulación

De ser posible se realiza un modelo matemático y aplicar cálculos o simulaciones analíticas que respalden las decisiones de diseño. Si los cálculos se realizaron en otra plataforma (Excel, Matlab, Python, etc.), incluir la liga para acceder al documento y un resumen de los resultados.

Diseño y análisis asistido por computadora: CAD, CAM, CAE, CFD, FEA.

Incluir descripción del planteamiento de las simulaciones (materiales, mallado, tablas de convergencia, restricciones, fuerzas, condiciones de frontera). Reportar resultados obtenidos (Esfuerzos, energías, factores de seguridad, velocidades, presiones, etc.)

Analizar resultados y plantear optimizaciones de ser el caso.

Manufactura

Incluir el BOM (Bill of Materials) en su anexo correspondiente, cotizaciones, proveedores, catálogos usados, planos generados, diagramas de conexión, instrucciones de ensamble o preparación, etc. Documentar de forma detallada el proceso de fabricación con fotos y esquemas (diseño de moldes, maquinados, poblado de PCB, proceso de síntesis química, etc.) Comentar qué mejoras se pueden hacer en el proceso y dar recomendaciones para futuras producciones.

Verificación

En esta sección se debe incluir una tabla que resuma los resultados de las pruebas de verificación del proyecto. Un link al reporte de pruebas (de ser necesario), comentarios y observaciones sobre el uso del producto. Documentar las condiciones de las pruebas, los datos obtenidos y una descripción de la metodología seguida para ejecutar el plan de validación.

Sección 5: Seguimiento

Esta sección debe de contener únicamente información de la temporada en curso, la información de temporadas pasadas se deberá de mover al apéndice correspondiente.

Contacto de los encargados del reporte

Puesto del responsable 1	
Nombre	<i>Nombre(s) Apellido 1</i>
E-mail	<i>responsable_1@correo.com</i>
Teléfono	<i>55 00 11 22 33</i>

Puesto del responsable 2	
Nombre	<i>Nombre(s) Apellido 2</i>
E-mail	<i>responsable_2@correo.com</i>
Teléfono	<i>55 44 66 77 88</i>

Estado actual del proyecto

Esta sección debe indicar en qué fase de diseño se encuentra este proyecto, especificando lo que se ha hecho esta temporada y detallando qué partes del desarrollo pertenecen a otra temporada

Lecciones aprendidas

Abordar los siguientes puntos:

- Mayores logros realizados.*
- Mayores obstáculos encontrados.*
- Localización de la información y material generado en relación a este proyecto (códigos, modelos CAD, planos, otros reportes, fotografías y videos, etc.)*
- Observaciones y recomendaciones para la continuidad de esta línea de investigación.*
- Notas sobre el desempeño de las personas encargadas del diseño, implementación y validación de este sistema.*

Apéndices

Apéndice A: Análisis de riesgos

Si es el caso, se debe realizar un informe de las posibles fallas o riesgos asociados al desarrollo de este proyecto, Failure Modes and Effects Analysis (FMEA).

Apéndice B: Lista de componentes

El BOM (Bill of Materials) es la lista de componentes manufacturados o comprados, se recomienda agregar la referencia de los lugares donde se hizo la compra, la cantidad, los costos y cualquier otra información relevante.

Apéndice C: Dibujos de ingeniería

Planos con especificaciones de manufactura, diagrama de conexión, plantillas y cualquier otra representación gráfica con información técnica.

Apéndice D: Manual de uso

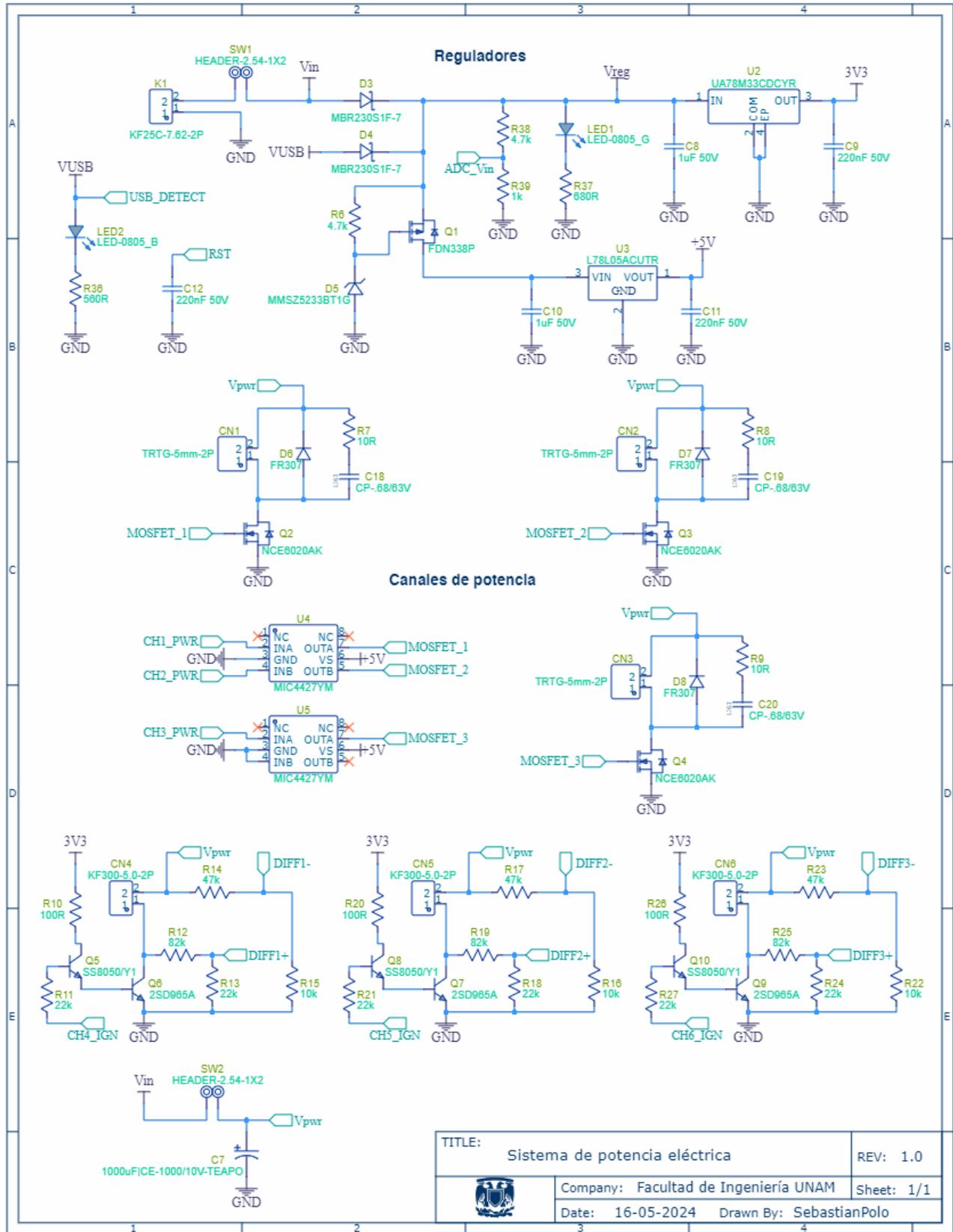
Es recomendable para que otras personas puedan hacer uso del proyecto, ya sea en la actualidad o en un futuro, incluso si la misma persona que los diseñó no recuerda cómo operarlo.

Apéndice E: *Checklists* asociadas

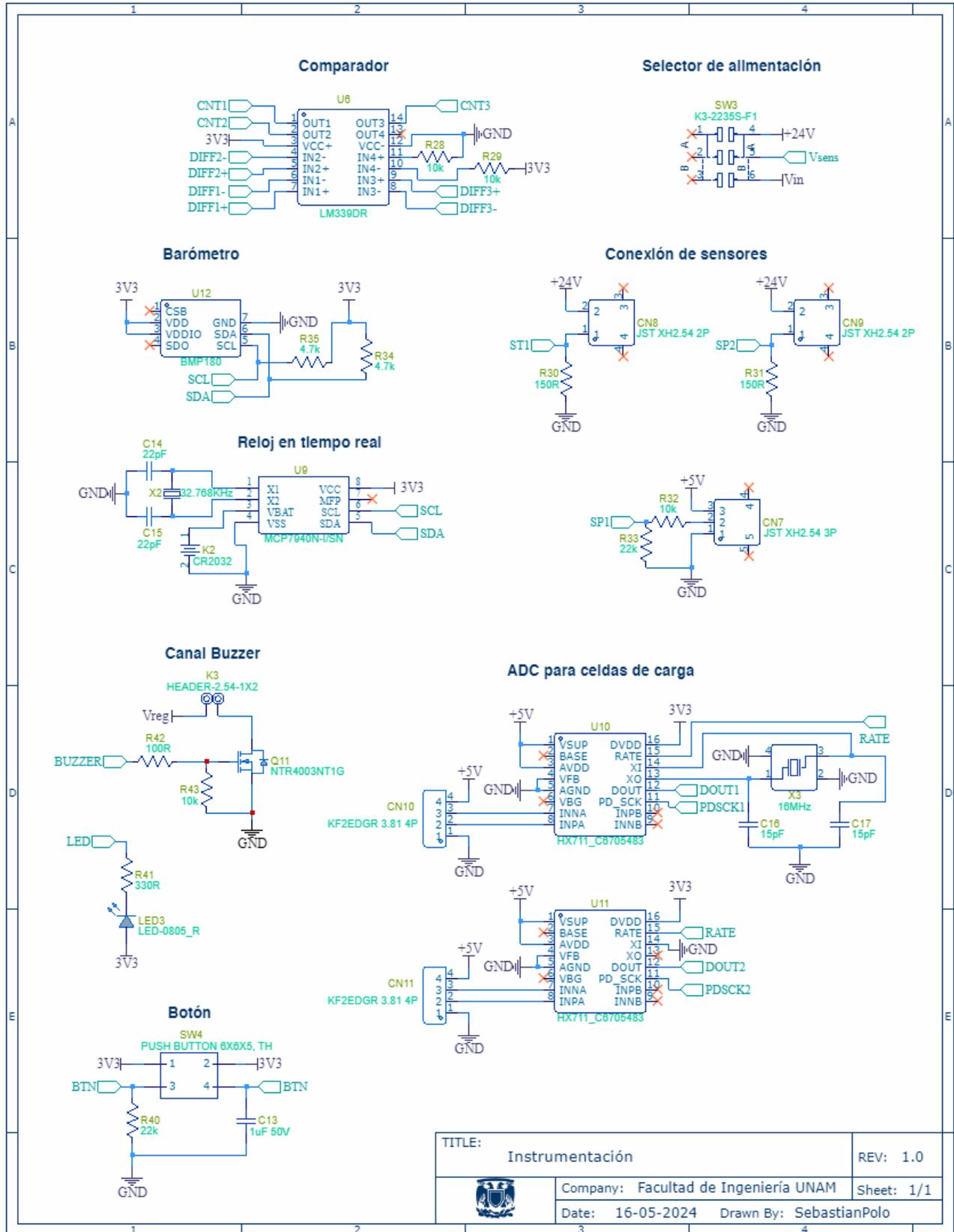
Listas específicas de todos los componentes, consumibles, materiales y herramientas de apoyo (que son necesarios para su instalación, integración o manufactura) y la cantidad de los mismos. Así como procedimientos de seguridad, procedimientos para su uso o la detección de fallas.

Apéndice B

Diagramas de conexiones eléctricas



TITLE: Sistema de potencia eléctrica		REV: 1.0
	Company: Facultad de Ingeniería UNAM	Sheet: 1/1
	Date: 16-05-2024	Drawn By: SebastianPolo



TITLE: Instrumentación		REV: 1.0
	Company: Facultad de Ingeniería UNAM	Sheet: 1/1
	Date: 16-05-2024	Drawn By: SebastianPolo

Apéndice C

Lista de componentes con costos

Nombre	Identificador en PCB	Empaquetado	Proveedor	Cantidad	Precio unitario
Condensador 220nF/50V	C9,C11,C12	SMD 0805	Uelectronics	3	\$ 2.00
Condensador 15pF/50V	C1,C2,C16,C17	SMD 0603	Uelectronics	4	\$ 1.00
Condensador 100nF/50V	C4,C5,C6	SMD 0805	Uelectronics	3	\$ 1.00
Condensador 1000uF/10V	C7	THT BD10.0-P5.0-D1.0	AG Electrónica	1	\$ 5.00
Condensador Políester 0.68uF/63V	C18,C19,C20	THT T0.4-H1.0-S-0.5	AG Electrónica	3	\$ 8.00
Condensador 100uF/6.3V	C21	SMD 1206	Uelectronics	1	\$ 8.00
Bloque de terminales para circuito impreso 2P TRTG	CN1,CN2,CN3	THT 2P-P5.0	AG Electrónica	3	\$ 8.50
Bloque de tornillos KF300 2P	CN4,CN5,CN6	THT 2P-P5.0	Victory Electronic	3	\$ 3.00
Conector 3P XH 2.54mm Vertical	CN7	SMD 3P-P2.54_XH2.54	Uelectronics	1	\$ 4.00
Conector 2P XH2.54mm Vertical	CN8,CN9	SMD 2P-P2.54_XH2.54	Uelectronics	2	\$ 4.00
Conector KF2EDG 4P 3.81mm Macho	CN10,CN11	THT 4P-P3.81_KF2EDGR	Uelectronics	2	\$ 7.00
Escuadra					
CDSOD323-T03C	D1,D2	SOD-323	MEI JIA IC 2	2	\$ 2.00
Diodo FR307	D6,D7,D8	THT BD5.3-L8.4-P12.50-D1.4	Uelectronics	3	\$ 4.00
Bloque de Conexión 2P KF25C 7.62mm	K1	THT KF25C 2P-7.62	Uelectronics	1	\$ 9.00
Portapilas CR2032	K2	THT CR2032-1	AGUHAJSU	1	\$ 2.17
Tira header 2.54mm 1x2	K3,SW1,SW2	PIN 1x2	Uelectronics	3	\$ 1.00
LED verde	LED1	SMD 0805	Uelectronics	1	\$ 2.00
LED azul	LED2	SMD 0805	Uelectronics	1	\$ 3.00
LED rojo	LED3	SMD 0805	Uelectronics	1	\$ 2.00
MOSFET canal N NTR4003NTIG	Q11	SOT-23	Uelectronics	1	\$ 4.00
Resistor 22R	R1,R2	SMD 0805	Uelectronics	2	\$ 1.00
Resistor 10R	R4,R5,R7,R8,R9	SMD 0806	Uelectronics	5	\$ 1.00
Resistor 560R	R36	SMD 0807	Uelectronics	1	\$ 1.00
Resistor 680R	R37	SMD 0808	Uelectronics	1	\$ 1.00
Resistor 330R	R41	SMD 0809	Uelectronics	1	\$ 1.00
Resistor 100R	R42,R10,R20,R26	SMD 0810	Uelectronics	4	\$ 1.00
Resistor 10k	R43,R15,R16,R22,R28,R29,R32	SMD 0811	Uelectronics	7	\$ 1.00
Resistor 1.5k	R3	SMD 1206	Uelectronics	1	\$ 1.00
Interruptor K3-2235S-F1	SW3	SMD K3-2235S-F1	Uelectronics	1	\$ 9.00
Push Button 6X6X5mm	SW4	THT 6X6X5	Uelectronics	1	\$ 7.00
Microcontrolador STM32F103CBT6	U1	LQFP-48	AG Electrónica	1	\$ 207.28
REYAX RYLR998	U8	RYLR998	Amazon MX	2	\$ 326.85
Mini USB 2.0 tipo A hembra	USB1	SMD MICRO-USB-A17	ETERNALFAR	1	\$ 11.20
Cristal de cuarzo 16MHz	X1,X3	SMD 3225-4P	Uelectronics	2	\$ 8.00
Memoria W25N01GVZEIG	U7	WSON-8	AG Electrónica	1	\$ 136.00
Resistor 150R	R30,R31	SMD 0805	Uelectronics	2	\$ 1.00
Condensador 1uF/50V	C8,C10,C13	SMD 0805	Uelectronics	3	\$ 2.00
Diodo Schottky MBR230S1F-7	D4,D3	SOD-123F	AG Electrónica	2	\$ 5.00
Diodo Zener 6V MMSZ5233BTIG	D5	SOD-123	Uelectronics	1	\$ 3.00
MOSFET canal P FDN338P	Q1	SOT-23	Uelectronics	1	\$ 4.00
Resistor 4.7k	R6,R34,R35,R38	SMD 0805	Uelectronics	4	\$ 1.00
Regulador 5V L78L05ACUTR	U3	SOT-89	AG Electrónica	1	\$ 8.00
Regulador UA78M33CDCYR	U2	SOT-223	AG Electrónica	1	\$ 19.00
Resistor 1k	R39	SMD 0805	Uelectronics	1	\$ 1.00
Condensador 22pF/50V	C14,C15	SMD 0805	Uelectronics	2	\$ 1.00
MOSFET canal N NCE6020AK	Q2,Q3,Q4	TO-252-2	Uelectronics	3	\$ 8.00
Transistor NPN SS8050	Q5,Q8,Q10	SOT-23	Uelectronics	3	\$ 2.00
Transistor NPN 2SD965A	Q6,Q7,Q9	SOT-89	Uelectronics	3	\$ 6.00
Resistor 22k	R11,R13,R18,R21,R24,R27,R33,R40	SMD 0805	Uelectronics	8	\$ 1.00
Resistor 82k	R12,R19,R25	SMD 0805	Uelectronics	3	\$ 1.00
Resistor 47k	R14,R17,R23	SMD 0805	Uelectronics	3	\$ 1.00
Drive MOSFET MIC4427YM	U4,U5	SOIC-8	AG Electrónica	2	\$ 31.00
Comparador LM339DR	U6	SOIC-14	Uelectronics	1	\$ 8.00
Reloj en tiempo real MCP7940N	U9	SOIC-8	XWTI-IC Electronic	1	\$ 16.13
ADC HX711	U10,U11	SOP-16	Uelectronics	2	\$ 25.00
Barómetro BMP180	U12	LGA-7	JINYUXIN	1	\$ 51.57
Cristal de cuarzo 32.768KHz	X2	THT Cilíndrico	Uelectronics	1	\$ 4.00
Condensador 10uF/25V	C3	SMD 0805	Uelectronics	1	\$ 3.00
Tarjeta electrónica impresa	-	-	JLPCB	1	\$ 93.79
Sensor de presión Daisirone 1600 PSI	-	-	DAISIRONE	1	\$ 270.00
Sensor de presión YD6090 10 MPa	-	-	YDDZ Store	1	\$ 330.00
Sensor de temperatura RTD CG	-	-	CG INSTRUMENT	1	\$ 305.00
Hirschmann PT100	-	-	CG INSTRUMENT	1	\$ 305.00
Celda de carga Mavin NA2	-	-	CALTSensor	1	\$ 426.00
Celda de carga 200 Kg	-	-	Uelectronics	1	\$ 401.00

Total \$ 3,355.34

Apéndice D

Archivos de código

D.1. Programa en MATLAB para obtener los modelos de calibración de las celdas de carga

```
1 clear; close all; clc;
2
3 % Datos obtenidos por el sistema de adquisición de datos
4 F = [0,11.8,37.7,68.4,81.0,94.3,106.9]; % Peso colocado sobre la galga [kgf]
5 adc = [8419310.17,8721076.00,9343744.40,... % Lecturas promedio del HX711 [1]
6         10142558.40,10464442.53,10763730.97,11084416.43];
7
8 % Variables de la regresión lineal
9 adc_media = mean(adc); F_media = mean(F);
10 adc_varianza = 0; covarianza = 0;
11
12 % Cálculo de la covarianza
13 for i = 1:length(adc)
14     covarianza = covarianza + (adc(i) - adc_media)*(F(i) - F_media);
15 end
16 covarianza = covarianza/length(adc);
17
18 % Cálculo de la varianza
19 for i = 1:length(adc)
20     adc_varianza = adc_varianza + (adc(i) - adc_media)^2;
21 end
22 adc_varianza = adc_varianza/length(adc);
23
24 % Constantes del modelo lineal:  $F [kgf] = B_0 + B_1*adc$ 
25 B_1 = covarianza/adc_varianza;
26 B_0 = F_media - a*adc_media;
```

D.2. Función en MATLAB para obtener la estimación de masas de oxidante con el modelo EFVL P-R

```
1 % @param V es el volumen total del tanque
2 % @param T es la temperatura dentro del tanque
3 % @param m es la masa total dentro del tanque
4 % @return m_g es la masa estimada en fase gaseosa
5 % @return m_l es la masa estimada en fase líquida
6 % @return P_sat es la presión estimada dentro del tanque
7
8 function [m_g,m_l,P_sat] = EFVL_PR(V,T,m)
9
10 % Restricciones de rango
11 if(m<=0 || V<=0)
12     disp("ERROR: Valores negativos"); return;
13 end
14 if(T>309 || T<183)
15     disp("ERROR: Temperatura fuera de rango"); return;
16 end
17 if(m>=1237.35*V)
18     disp("ERROR: Masa total fuera de rango"); return;
19 end
20
21 % Parámetros físicos del N2O
22 R = 8.314463; % [m3*Pa/K*mol]
23 m_molar = 44.013e-3; % [kg/mol]
24 T_c = 309.52; % [K]
25 P_c = 7245e3; % [Pa]
26 Z_c = 0.274124; % [1]
27
28 % Ecuación de Antoine
29 P_sat = 10^(9.642-(883.2/(7.512+T))); % [Pa]
30
31 % Factor acéntrico y constante kappa
32 P_sat_reducida = 10^(9.642-(883.2/(7.512+(0.7*T_c))));
33 P_sat_reducida = P_sat_reducida/P_c; % [1]
34 omega = -log10(P_sat_reducida) - 1; % [1]
35 k = 0.37464+1.54226*omega-0.26992*(omega^2); % [1]
36
37 % Parámetros del modelo
38 T_reducida = T/T_c; % [1]
39 alpha = ( 1 + k*(1-sqrt(T_reducida)) )^2; % [1]
40 a = 0.45724*((R*T_c)^2)*alpha/P_c; % [1]
41 b = 0.0778*(R*T_c/P_c); % [1]
42
```

```

43 % Forma de polinomio de tercer grado
44 A = (a*P_sat)/((R*T)^2);
45 B = (b*P_sat)/(R*T);
46 coeficientes = [1, B-1, A-2*B-3*(B^2), -A*B+(B^2)+(B^3)];
47 Z = roots(coeficientes);
48 Z = max(Z);
49
50 % Solución de Peng-Robinson: densidad fase gaseosa
51 rho_g = (P_sat*m_molar)/(R*T*Z);          % [kg/m3]
52
53 % Solución de Rackett: densidad fase líquida
54 Vm_liq = (R*T_c/P_c)*( Z_c^(1 + (1-T_reducida)^(2/7)) );
55 rho_l = m_molar/Vm_liq;                  % [kg/m3]
56
57 % Solución de la distribución de masas
58 m_g = (m-rho_l*V)/(1-(rho_l/rho_g));     % [kg]
59 m_l = m - m_g;                          % [kg]
60
61 % Caso de pura fase gaseosa
62 if(m_l<0)
63     m_l = 0;
64     m_g = m;
65     rho_g = m_g/V;
66     Vm = m_molar/rho_g;
67     P_sat = (R*T)/(Vm-b) - a/(Vm*(Vm+b)+b*(Vm-b));
68 end
69 end

```

D.3. Función en MATLAB para obtener las métricas de desempeño de una curva de empuje

```
1  % @param t      es el vector con los valores de tiempo
2  % @param F      es el vector con los valores de fuerza de empuje
3  % @return Fmax   es la fuerza de empuje máxima
4  % @return Fprom  es la fuerza de empuje promedio
5  % @return Itotal es el impulso total producido
6  % @return tquemado es el tiempo de quemado
7
8  function [Fmax,Fprom,Itotal,tquemado] = metricas_empuje(t,F)
9
10 % Restricciones de dimensiones
11 if length(t) ~= length(F) || length(t) < 3
12     disp("Error: Dimensiones incorrectas de los vectores"); return;
13 end
14
15 % Impulso total
16 Itotal = trapz(t,F);           % [N*s]
17
18 % Empuje máximo
19 [Fmax, idx_max] = max(F);      % [N]
20
21 % Inicio del tiempo de quemado
22 [~, idx_inicio] = min( abs(0.05*Fmax - F(1:idx_max)) );
23
24 % Fin del tiempo de quemado
25 [~, idx_fin] = min( abs(0.05*Fmax - F(idx_max:end)) );
26
27 % Tiempo de quemado
28 tquemado = t(idx_fin) - t(idx_inicio); % [s]
29
30 % Empuje promedio
31 Fprom = Itotal/tquemado;      % [N]
32 end
```

Apéndice E

Datos de la curva de saturación del óxido nitroso

Temperatura [K]	Presión [Pa]	Densidad Líquido [kg/m ³]	Densidad Gas [kg/m ³]
182.33	87850	1237.35	2.6115
182.65	89582.3	1236.41	2.6597
183.15	92363.5	1234.95	2.7363
183.65	95212.7	1233.48	2.8146
184.15	98131	1232.02	2.8946
184.65	101120	1230.55	2.9764
185.15	104180	1229.07	3.06
185.65	107313	1227.6	3.1454
186.15	110519	1226.13	3.2327
186.65	113801	1224.65	3.3218
187.15	117159	1223.17	3.4128
187.65	120595	1221.69	3.5057
188.15	124109	1220.2	3.6006
188.65	127703	1218.72	3.6974
189.15	131379	1217.23	3.7963
189.65	135137	1215.74	3.8972
190.15	138979	1214.25	4.0002
190.65	142905	1212.75	4.1052
191.15	146919	1211.26	4.2124
191.65	151019	1209.76	4.3217
192.15	155209	1208.26	4.4332
192.65	159489	1206.75	4.547
193.15	163860	1205.25	4.6629
193.65	168324	1203.74	4.7812
194.15	172883	1202.23	4.9017
194.65	177537	1200.72	5.0246
195.15	182287	1199.2	5.1498
195.65	187136	1197.68	5.2774
196.15	192085	1196.16	5.4075
196.65	197135	1194.64	5.54
197.15	202286	1193.12	5.6749
197.65	207542	1191.59	5.8125
198.15	212903	1190.06	5.9525
198.65	218370	1188.53	6.0952
199.15	223945	1186.99	6.2404
199.65	229629	1185.45	6.3883
200.15	235424	1183.91	6.5389
200.65	241331	1182.37	6.6923
201.15	247352	1180.82	6.8483
201.65	253488	1179.27	7.0072
202.15	259740	1177.72	7.1689
202.65	266110	1176.17	7.3334
203.15	272600	1174.61	7.5008
203.65	279210	1173.05	7.6711
204.15	285943	1171.49	7.8445
204.65	292800	1169.92	8.0208
205.15	299781	1168.36	8.2001
205.65	306890	1166.78	8.3825
206.15	314126	1165.21	8.568
206.65	321493	1163.63	8.7566
207.15	328990	1162.05	8.9485
207.65	336621	1160.47	9.1435
208.15	344386	1158.88	9.3418
208.65	352286	1157.29	9.5434
209.15	360324	1155.7	9.7483
209.65	368500	1154.1	9.9566
210.15	376817	1152.5	10.1683
210.65	385276	1150.9	10.3835
211.15	393879	1149.29	10.6021
211.65	402626	1147.68	10.8243
212.15	411520	1146.07	11.05
212.65	420563	1144.45	11.2794
213.15	429755	1142.83	11.5124
213.65	439098	1141.21	11.7491
214.15	448594	1139.58	11.9896
214.65	458245	1137.95	12.2338
215.15	468051	1136.32	12.4819
215.65	478016	1134.68	12.7338
216.15	488139	1133.04	12.9896
216.65	498424	1131.39	13.2494
217.15	508870	1129.75	13.5132
217.65	519481	1128.09	13.781
218.15	530258	1126.44	14.0529
218.65	541202	1124.78	14.329
219.15	552315	1123.11	14.6093
219.65	563598	1121.44	14.8938
220.15	575053	1119.77	15.1825
220.65	586683	1118.1	15.4756
221.15	598488	1116.42	15.7731
221.65	610470	1114.73	16.075
222.15	622630	1113.04	16.3814
222.65	634971	1111.35	16.6923
223.15	647495	1109.65	17.0078
223.65	660202	1107.95	17.3279
224.15	673094	1106.25	17.6527
224.65	686173	1104.54	17.9822

Temperatura [K]	Presión [Pa]	Densidad Líquido [kg/m ³]	Densidad Gas [kg/m ³]
225.15	699442	1102.82	18.3165
225.65	712900	1101.1	18.6557
226.15	726551	1099.38	18.9998
226.65	740395	1097.65	19.3488
227.15	754435	1095.92	19.7028
227.65	768672	1094.18	20.0619
228.15	783108	1092.44	20.4262
228.65	797745	1090.7	20.7956
229.15	812584	1088.95	21.1702
229.65	827627	1087.19	21.5502
230.15	842875	1085.43	21.9355
230.65	858331	1083.66	22.3262
231.15	873997	1081.89	22.7225
231.65	889873	1080.12	23.1243
232.15	905961	1078.34	23.5317
232.65	922264	1076.55	23.9447
233.15	938783	1074.76	24.3636
233.65	955520	1072.96	24.7882
234.15	972476	1071.16	25.2187
234.65	989654	1069.35	25.6552
235.15	1007050	1067.54	26.0976
235.65	1024680	1065.72	26.5462
236.15	1042530	1063.9	27.001
236.65	1060610	1062.07	27.4619
237.15	1078920	1060.24	27.9292
237.65	1097460	1058.4	28.4029
238.15	1116240	1056.55	28.883
238.65	1135250	1054.7	29.3696
239.15	1154500	1052.84	29.8629
239.65	1173990	1050.97	30.3629
240.15	1193720	1049.1	30.8696
240.65	1213690	1047.23	31.3832
241.15	1233900	1045.34	31.9038
241.65	1254360	1043.46	32.4314
242.15	1275070	1041.56	32.9661
242.65	1296030	1039.66	33.508
243.15	1317240	1037.75	34.0572
243.65	1338700	1035.83	34.6138
244.15	1360420	1033.91	35.1779
244.65	1382400	1031.98	35.7495
245.15	1404630	1030.05	36.3288
245.65	1427130	1028.11	36.9159
246.15	1449890	1026.16	37.5109
246.65	1472910	1024.2	38.1138
247.15	1496200	1022.24	38.7248
247.65	1519750	1020.26	39.344
248.15	1543580	1018.29	39.9714
248.65	1567680	1016.3	40.6073
249.15	1592050	1014.31	41.2517
249.65	1616700	1012.31	41.9047
250.15	1641620	1010.3	42.5664
250.65	1666830	1008.28	43.237
251.15	1692320	1006.25	43.9166
251.65	1718080	1004.22	44.6053
252.15	1744140	1002.18	45.3033
252.65	1770480	1000.13	46.0106
253.15	1797110	998.073	46.7273
253.65	1824030	996.006	47.4537
254.15	1851240	993.931	48.1899
254.65	1878750	991.847	48.936
255.15	1906550	989.754	49.6921
255.65	1934660	987.652	50.4585
256.15	1963060	985.541	51.2351
256.65	1991770	983.42	52.0223
257.15	2020780	981.29	52.8202
257.65	2050090	979.15	53.6288
258.15	2079720	977.001	54.4485
258.65	2109650	974.841	55.2793
259.15	2139900	972.672	56.1214
259.65	2170460	970.492	56.975
260.15	2201340	968.302	57.8403
260.65	2232540	966.102	58.7175
261.15	2264050	963.891	59.6068
261.65	2295890	961.668	60.5083
262.15	2328060	959.435	61.4223
262.65	2360550	957.191	62.3489
263.15	2393370	954.935	63.2884
263.65	2426520	952.667	64.241
264.15	2460000	950.388	65.207
264.65	2493820	948.096	66.1865
265.15	2527970	945.793	67.1798
265.65	2562440	943.477	68.1871
266.15	2597300	941.148	69.2087
266.65	2632480	938.806	70.2448
267.15	2668010	936.451	71.2958
267.65	2703880	934.083	72.3618

Temperatura [K]	Presión [Pa]	Densidad Líquido [kg/m ³]	Densidad Gas [kg/m ³]
268.15	2740100	931.701	73.4432
268.65	2776680	929.305	74.5403
269.15	2813610	926.895	75.6532
269.65	2850900	924.47	76.7825
270.15	2888540	922.031	77.9283
270.65	2926550	919.576	79.0911
271.15	2964920	917.106	80.2711
271.65	3003650	914.621	81.4687
272.15	3042760	912.119	82.6842
272.65	3082230	909.601	83.9181
273.15	3122080	907.066	85.1708
273.65	3162300	904.515	86.4425
274.15	3202910	901.945	87.7338
274.65	3243890	899.358	89.0451
275.15	3285250	896.753	90.3769
275.65	3327000	894.129	91.7295
276.15	3369130	891.485	93.1035
276.65	3411660	888.823	94.4994
277.15	3454580	886.139	95.9177
277.65	3497890	883.436	97.3589
278.15	3541610	880.711	98.8237
278.65	3585720	877.965	100.3126
279.15	3630230	875.196	101.8262
279.65	3675150	872.404	103.3651
280.15	3720480	869.589	104.9301
280.65	3766230	866.75	106.5218
281.15	3812380	863.886	108.1409
281.65	3858950	860.997	109.7883
282.15	3905950	858.081	111.4647
282.65	3953360	855.138	113.1709
283.15	4001200	852.167	114.9079
283.65	4049470	849.168	116.6755
284.15	4098170	846.139	118.4737
284.65	4147310	843.079	120.3026
285.15	4196880	839.988	122.1822
285.65	4246900	836.863	124.0877
286.15	4297360	833.705	126.0302
286.65	4348270	830.512	128.011
287.15	4399630	827.283	130.0314
287.65	4451440	824.016	132.0929
288.15	4503720	820.71	134.1969
288.65	4556450	817.363	136.3451
289.15	4609660	813.974	138.539
289.65	4663330	810.541	140.7807
290.15	4717470	807.062	143.0718
290.65	4772090	803.535	145.4146
291.15	4827200	799.959	147.8112
291.65	4882780	796.33	150.264
292.15	4938860	792.646	152.7755
292.65	4995440	788.905	155.3484
293.15	5052510	785.104	157.9856
293.65	5110090	781.239	160.6905
294.15	5168170	777.308	163.4663
294.65	5226770	773.307	166.313
295.15	5285890	769.231	169.2465
295.65	5345530	765.076	172.2594
296.15	5405700	760.838	175.3654
296.65	5466400	756.511	178.5563
297.15	5527650	752.089	181.8498
297.65	5589450	747.565	185.2506
298.15	5651800	742.933	188.765
298.65	5714710	738.184	192.4014
299.15	5778190		