

**“CARACTERIZACIÓN DE LA COMBUSTIÓN Y BALÍSTICA INTERNA DE  
PROPELANTES SÓLIDOS HETEROGÉNEOS BASADOS EN RESINA EPÓXICA  
Y NITRATO DE POTASIO PARA APLICACIONES EN MOTORES COHETE”**

Por:

DIEGO ARLEY GRACIANO PÉREZ  
[diego.graciano72@udea.edu.co](mailto:diego.graciano72@udea.edu.co)

*Trabajo de investigación presentado para dar cumplimiento parcial a los requisitos  
para optar al grado de maestría en Ingeniería Mecánica*

ASESORES

Ph.D EDWIN LENIN CHICA ARRIETA  
[edwin.chica@udea.edu.co](mailto:edwin.chica@udea.edu.co)

M.Sc. PEDRO LEÓN SIMANCA  
[pedro.leon@udea.edu.co](mailto:pedro.leon@udea.edu.co)

Ing. DAVID ALEJANDRO PINEDA VARGAS  
[dalejandro.pineda@udea.edu.co](mailto:dalejandro.pineda@udea.edu.co)

UNIVERSIDAD DE ANTIOQUIA  
FACULTAD DE INGENIERÍA

2016

*Le dedico este trabajo de investigación a mi madre Rocío Pérez, a mi esposa Lucy León y a mis dos pequeños hijos Sofía y Camilo. Por el amor que siempre me brindan y por su apoyo incondicional. Ellos son la fuente de inspiración que me lleva a culminar con éxito todos mis proyectos*

## **AGRADECIMIENTOS**

*Me gustaría darles las gracias a todas las personas que de una u otra forma contribuyeron para que todo este proyecto culminara con éxito, en especial a mis asesores, los profesores Edwin Lenin Chica, Pedro León Simanca y David Alejandro Pineda, por darme la oportunidad de participar en este proyecto. A los estudiantes Mauricio Ruiz (Astronomía), Víctor Marín (Ing. de Materiales) y Francy Liliana Hoyos y David López López (Ing. Mecánica), por brindarme su valiosa colaboración en todas las etapas del proyecto. A la profesora Esperanza López por permitirnos usar el Laboratorio Mineralurgia y Cerámicos de la Universidad de Antioquia, en donde se llevó a cabo gran parte del proceso de fabricación de las probetas de propelente. Al profesor Tulio Quintero quien me brindó su valiosa asesoría en el análisis estadístico de los datos obtenidos en las pruebas. A los ingenieros William Andrés Molina, Juan Sebastián Osorio y William David Guerra, que en todo momento me brindaron asesoría y colaboraron diligentemente para llevar a cabo este proyecto.*

*A todos ellos, y a muchos otros que no alcanzo a nombrar pues la lista sería interminable, les quedo eternamente agradecido por todo el apoyo que me brindaron.*

## Contenido

LISTA DE ACRÓNIMOS Y ABREVIATURAS .....	VII
LISTA DE FIGURAS .....	XI
LISTA DE TABLAS.....	XIII
1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 ORGANIZACIÓN Y ESTRUCTURA DE LA TESIS.....	3
1.2 OBJETIVOS.....	5
1.2.1 OBJETIVO GENERAL .....	5
1.2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	5
2. MARCO TEÓRICO .....	6
2.1 HISTORIA Y ESTADO DEL ARTE DE PROPELENTES SÓLIDOS .....	6
2.2 PROPELENTE SÓLIDO.....	8
2.2.1 PROPELENTES SÓLIDOS HOMOGÉNEOS (DOBLE BASE) .....	9
2.2.2 PROPELENTES SÓLIDOS HETEROGÉNEOS ( <i>COMPOSITE</i> ).....	10
2.3 PRINCIPALES COMPONENTES DE LOS PROPELENTES SÓLIDOS HETEROGÉNEOS.....	11
2.4 CARACTERÍSTICAS DEL PROPELENTE.....	15
2.5 TASA DE COMBUSTIÓN.....	16
2.6 FACTORES QUE AFECTAN LA TASA DE COMBUSTIÓN .....	18
2.6.1 EFECTO DE LA PRESIÓN EN LA TASA DE COMBUSTIÓN .....	18
2.6.2 EFECTO DE LA TEMPERATURA EN LA TASA DE COMBUSTIÓN .....	19
2.6.3 EFECTO DEL TAMAÑO DE GRANO DEL OXIDANTE EN LA TASA DE COMBUSTIÓN .....	20
2.6.4 EFECTO DEL PORCENTAJE CATALIZADOR EN LA TASA DE COMBUSTIÓN .....	21

2.7	FLUJO MÁSICO EN LA TOBERA.....	22
2.8	EMPUJE.....	22
2.9	IMPULSO TOTAL.....	23
2.10	IMPULSO ESPECÍFICO .....	23
2.11	VELOCIDAD CARACTERÍSTICA DE ESCAPE ( $c^*$ ) .....	25
2.12	DISPOSITIVOS PARA MEDIR LA TASA DE COMBUSTIÓN.....	26
2.13	MÉTODOS PARA DETERMINAR LA TASA DE COMBUSTIÓN.....	31
2.13.1	MÉTODO TOT .....	32
2.13.2	MÉTODO MB .....	40
2.14	FASES DE LA COMBUSTIÓN PARA UNA MUESTRA DE PROPELENTE SÓLIDO .....	41
2.15	CONCLUSIONES .....	43
3.	DISEÑO DE BOMBA CRAWFORD .....	44
3.1	DESCRIPCIÓN DEL DISPOSITIVO.....	44
3.2	REQUISITOS FUNCIONALES.....	44
3.2.1	DATOS DE ENTRADA.....	44
3.2.2	VENTANAS PARA OBSERVACIÓN Y UBICACIÓN DE FOTORRECEPTOR .....	44
3.2.3	CONEXIONES DE TUBERÍA.....	45
3.2.4	GAS PARA PRESURIZACIÓN A ALTA PRESIÓN .....	45
3.2.5	REGISTROS DE INSPECCIÓN Y LIMPIEZA .....	45
3.2.6	SUJETADOR DE LA MUESTRA DE PROPELENTE.....	45
3.3	CÁLCULOS ESTRUCTURALES DE LA BOMBA .....	45
3.3.1	MATERIAL .....	45
3.3.2	CÁLCULOS DIMENSIONALES DEL CUERPO LONGITUDINAL DEL RECIPIENTE .....	46

3.3.3	ESPELOR DE LA TAPA LATERAL .....	48
3.3.4	ESPELOR DE LA BRIDA.....	48
3.3.5	RESISTENCIA A CORTANTE DEL SUJETADOR DEL PROPELENTE.....	50
3.3.6	ACCESORIO PARA VENTANA .....	51
3.3.7	ESFUERZO EN VENTANA DE POLICARBONATO .....	52
3.3.8	CÁLCULO DE ESFUERZO CORTANTE EN ROSCAS PARA LA VENTANA Y LA TAPA DE LA VENTANA.....	53
3.4	VALIDACIÓN ESTRUCTURAL DE BOMBA CRAWFORD POR MEDIO DE ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS.....	54
3.5	CONCLUSIONES DEL PROCESO DE DISEÑO .....	59
4.	DISEÑO EXPERIMENTAL .....	62
4.1	DISEÑO DEL EXPERIMENTO .....	62
4.2	DATOS OBTENIDOS.....	64
4.3	CÁLCULO DE INCERTIDUMBRE EN LAS MEDIDAS .....	71
4.4	ANÁLISIS DE RESULTADOS.....	72
4.4.1	EFEECTO DEL TAMAÑO DE PARTÍCULA EN LA TASA DE COMBUSTIÓN .....	75
4.4.2	EFEECTO DEL PORCENTAJE DE CATALIZADOR EN LA TASA DE COMBUSTIÓN. ....	77
4.4.3	EFEECTO DEL TAMAÑO DE PARTÍCULA DE OXIDANTE EN EL ÍNDICE DE COMBUSTIÓN .....	79
4.4.4	CORRELACIÓN ENTRE LA TASA DE COMBUSTIÓN Y EL TAMAÑO DE PARTÍCULA .....	83
5.	CONCLUSIONES.....	86
6.	RECOMENDACIONES.....	88

APÉNDICE A: FABRICACIÓN DE MUESTRAS DE PROPELENTE SÓLIDO.....	89
A.1 OBTENCIÓN DEL TAMAÑO DE PARTÍCULA .....	93
A.2 MEZCLA DE COMPONENTES DEL PROPELENTE SÓLIDO .	94
A.3 VACIADO DEL PROPELENTE SÓLIDO .....	95
A.4 OPERACIONES DE ACABADO DE LAS MUESTRAS .....	95
APÉNDICE B: PROCEDIMIENTO DE ENSAYO DE MUESTRAS DE PROPELENTE.....	97

## LISTA DE ACRÓNIMOS Y ABREVIATURAS

A	Área
a	Coeficiente de temperatura, altura cordón de soldadura
$A_2$	Área a la salida de la tobera
$A_b$	Superficie de combustión
A/D	Analógico Digital
AISI	<i>American Iron and Steel Institute</i>
Al	Aluminio
$AlH_3$	Hidruro de aluminio
AN	Nitrato de amonio
AP	Perclorato de Amonio
$A_p$	Área del puerto
$A_{pc}$	Área transversal de ventana de policarbonato
ANOVA	<i>Analysis of Variance</i>
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
ASTRA	<i>Aerospace Science and Technology Research Group</i>
ASME	<i>The American Society of Mechanical Engineers</i>
$A_t$	Área de la garganta
$A_{\text{tornillo}}$	Área a cortante de los dientes para rosca de un tornillo
$A_{\text{tuerca}}$	Área a cortante de los dientes para rosca de una tuerca
b	Ancho efectivo del empaque
$BeH_2$	Hidruro de Berilio
$b_0$	Ancho básico del empaque
BPVC	<i>Boiler and Pressure Vessel Code</i>
c	Margen de corrosion, constante
CATO	<i>Catastrophe At Take Off</i>
D	Diámetro medio
d	Diámetro hasta la ranura del O-ring en una brida
$D_i$	Diámetro interior
DB	Propelentes de doble base
$D_e$	Diámetro exterior
$D_{e-s}$	Diámetro exterior seleccionado



Df	Diferencia
$d_n$	Diámetro nominal
$d_{pc}$	Diámetro de ventana de policarbonato
$d_r$	Diámetro de raíz
E	Eficiencia de la soldadura
EMCDB	Propelentes vaciados de doble base modificados con
F	Fuerza, Empuje de un motor cohete
$F_{pc}$	Fuerza sobre ventana de policarbonato
F.S	Factor de seguridad
$F.S_{\text{tornillo}}$	Factor de seguridad del tornillo
$F.S_{\text{tuerca}}$	Factor de seguridad del tuerca
Gpa	Giga pascales
HCl	Ácido clorhídrico
$h_g$	Distancia radial entre centro de la ranura del oring y centro
HMX	Trinitramina ciclotrimetileno
HR	Hot rolled
HTPB	Polibutadieno terminado en hidroxilo
IR	Infra rojo
$KClO_4$	Perclorato de potasio
$KNO_3$	Nitrato de potasio
L	Longitud
L-C	Circuito resonante
$L_t$	Longitud roscada
m	Constante del empaque por material y forma
$\dot{m}$	Flujo másico de gases calientes que salen del motor cohete
MB	<i>mass balance</i>
Mpa	Mega pascales
n	Índice de combustión
NC	Nitrocelulosa
$N_f$	Número de filetes en contacto entre una tuerca y un tornillo
$n_f$	Número de filetes que toman la carga en una rosca
NG	Nitroglicerina

NPT	<i>National Pipe Thread</i>
ns	Nano segundos
P	Presión de diseño
p	Paso de una rosca
$\rho$	Densidad
$\rho_b$	Densidad del propelente sólido
pf	Profundidad de perforación
$P_2$	Presión a la salida de la tobera
$P_c$	Presión en la cámara
$P_M$	Presión máxima de trabajo permitida
psi	<i>Pound per Square Inch</i>
PPG	Polioxipropileno glicol
PVC	Policloruro de vinilo
pulg	pulgada
r	Tasa de combustión
R	Radio
RDX	Trinitramina ciclotrimetileno
$r_{MB}$	Tasa de combustión hallada por método MB
$r_{min}$	Radio mínimo
$r_{TOT}$	Tasa de combustión hallada por método TOT
$\sigma_{adm}$	Esfuerzo admisible
$\sigma_p$	Sensibilidad a la temperatura
$\sigma_u$	Esfuerzo normal último
$\sigma_Y$	Esfuerzo de fluencia
S	Esfuerzo admisible
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
$S_1$	Esfuerzo longitudinal
$S_2$	Esfuerzo tangencial
t	Espesor
TAD	Tarjeta de adquisición de datos
$t_b$	Tiempo de combustión de la muestra de propelente
$t_c$	Espesor más margen de corrosión

$t_d$	Espesor definitivo
$t_n$	Espesor de pared de accesorio menos margen de corrosión
$t_t$	Espesor total
$T_0$	Temperatura inicial del propelente
TOT	<i>thickness/time</i>
$T_{\text{tornillo}}$	Esfuerzo cortante en los dientes de un tornillo
$T_{\text{tuerca}}$	Esfuerzo cortante en los dientes de una tuerca
$t_{\text{tps}}$	Espesor definitivo tapa plana solidaria
$T_u$	Esfuerzo cortante último
$\mu\text{m}$	Micras
UNS	<i>Unified standard thread</i>
$\mu\text{s}$	Micro segundos
$V_2$	Velocidad a la salida de la tobera
$W$	Carga de los pernos para condiciones de operación o
$W_a$	Constante roscas UNS para la tuerca
$W_b$	Espesor o longitud de la muestra de propelente
$W_i$	Constante roscas UNS para tornillos
$W_{m1}$	Mínima carga requerida para el perno a condiciones de
$W_{m2}$	Mínima carga requerida para el perno en la condición de
$W_{\text{prom}}$	Espesor promedio de la muestra de propelente

## LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 Vista de una sección transversal de un propelente sólido heterogéneo [6] .....	10
Figura 2.2 Análisis del comportamiento de la llama y de la tasa de combustión en un propelente sólido de doble base (NG-NC) bajo diferentes presiones [9].....	19
Figura 2.3 Relación entre temperatura, presión y tasa de combustión [9]. .....	20
Figura 2.4 Efecto de catalizadores basados en hierro en un propelente sólido basado en nitrato de amonio. Adaptado de [13].....	21
Figura 2.5 Balance de presiones en la cámara de combustión de un motor cohete [4]. .....	23
Figura 2.6 Corte de motor a escala. Adaptado de [6].....	28
Figura 2.7 Sistema de medida de tasa de combustión de propelentes sólidos en bomba Crawford en ambiente con nitrógeno [5].....	30
Figura 2.8 Técnica de alambres fusibles [21]. .....	33
Figura 2.9 Diagrama de bloques de montaje para radiografías dinámicas [22] ....	36
Figura 2.10 Vista esquemática de bomba cerrada para medir la tasa de combustión usando ultrasonido [5].....	38
Figura 2.11 Gráfica presión en la cámara vs tiempo en la combustión de un propelente sólido en un motor a escala [26].....	41
Figura 2.12 Fases de la combustión de una muestra de propelente sólido. Adaptado de [2]. .....	42
Figura 3.1 Longitud para junta hermética [29]. .....	54
Figura 3.2 Bomba Crawford .....	55
Figura 3.3 Mallado de la bomba Crawford .....	56
Figura 3.4 Análisis de convergencia de la solución.....	57
Figura 3.5 Distribución de esfuerzos de Von Mises .....	58
Figura 3.6 Factor de seguridad respecto a la fluencia.....	58
Figura 3.7 Bomba Crawford definitiva .....	59
Figura 3.8 Bomba Crawford fabricada.....	60
Figura 4.1 Muestra con 0.8% de catalizador y 53 micras de tamaño de partícula.	65
Figura 4.2 Muestra con 1.6% de catalizador y 75 micras de tamaño de partícula	65

Figura 4.3 Muestra con 3.0% de catalizador y 150 micras de tamaño de partícula .....	66
Figura 4.4 Combustión de una muestra MU0875-02 de propelente sólido .....	66
Figura 4.5 Residuos en muestra MU16150-01 de propelente .....	67
Figura 4.6 Grafica de Normalidad .....	73
Figura 4.7 Gráfica de residuales para Tasa de combustión (r) .....	73
Figura 4.8 Gráfica de interacciones de Tamaño de partícula vs tasa de combustión para un intervalo de confianza de confianza del 95% .....	76
Figura 4.9 Medias para la tasa de combustión en función del Tamaño de partícula para un intervalo de confianza del 95% .....	77
Figura 4.10 Gráfica de interacciones de Porcentaje de catalizador vs tasa de combustión para un intervalo de confianza de confianza del 95% .....	77
Figura 4.11 Medias para la tasa de combustión en función del Porcentaje de catalizador para un intervalo de confianza del 95% .....	78
Figura 4.12 Gráfica de Intensidad de luz vs Tiempo para MU30053 a una presión de 600 psi.....	80
Figura 4.13 Gráfica de Intensidad de luz vs Tiempo para MU30053 a una presión de 1000 psi.....	80
Figura 4.14 Tasa de combustión vs Presión .....	81
Figura 4.15 Índice de combustión para diferentes tamaños de partícula .....	82
Figura 4.16 Tasa de combustión experimental vs predicha .....	85
Figura A.1 Molinos de Bolas.....	93
Figura A.2 Tamices y Rotap .....	94
Figura A.3 Muestras de propelente sólido.....	96
Figura B.1 Laboratorio para las pruebas .....	99
Figura B.2 Montaje de sujetador con muestra de propelente .....	100
Figura B.3 Instrumentación Bomba Crawford.....	101
Figura B.4 Toma de datos por medio de labVIEW .....	103

## LISTA DE TABLAS

Tabla 2.1 Ventajas y desventajas de los propelentes sólidos. Adaptado de [4].	8
Tabla 2.2 Ingredientes usados en propelentes sólidos. Adaptado de [6].	15
Tabla 2.3 Efecto de la presión en un propelente sólido de doble base (NG-NC). Adaptado de [9].	19
Tabla 3.1 Propiedades del material	46
Tabla 3.2 Cálculos dimensionales casco	47
Tabla 3.3 Cálculos dimensionales tapa plana	48
Tabla 3.4 Cálculos brida	49
Tabla 3.5 Resistencia a cortante del sujetador del propelente	50
Tabla 3.6 Cálculo de accesorio para ventana	52
Tabla 3.7 Esfuerzo en ventana de policarbonato	52
Tabla 3.8 Cálculo de roscas para la ventana y la tapa ventana	53
Tabla 3.9 Propiedades de los materiales	57
Tabla 4.1 Tabla de tratamientos	64
Tabla 4.2 Pruebas con 0.8% de catalizador	68
Tabla 4.3 Pruebas con 1.6% de catalizador	69
Tabla 4.4 Pruebas con 3.0% de catalizador	70
Tabla 4.5 Tabla ANOVA	74
Tabla 4.6 Resumen de dispersión de datos.	75
Tabla 4.7 Tasa de combustión a diferentes presiones	79
Tabla 4.8 Índice de combustión a diferentes tamaños de partícula	82
Tabla 4.9 Tasa de combustión Experimental Vs predicha	84
Tabla A.1 Formulación preliminar de las muestras.	90
Tabla A.2 Porcentajes de componentes y tamaño de partícula del oxidante para el propelente sólido.	92

## 1. INTRODUCCIÓN

En el presente trabajo se caracteriza un propelente sólido heterogéneo basado en resina epóxica y nitrato de potasio, con el fin de hallar la tasa de combustión de este propelente sólido. La tasa de combustión es quizá la propiedad más importante en los propelentes sólidos, ya que de su conocimiento depende el diseño de todo el sistema de propulsión de los cohetes, debido a que los gases calientes y en consecuencia el empuje generado en el motor cohete son directamente proporcionales a esta propiedad.

Un propelente sólido está constituido por el combustible que generalmente es aluminio (Al), el oxidante que en este caso será nitrato de potasio ( $\text{KNO}_3$ ), pequeños porcentajes de catalizadores como el óxido férrico ( $\text{Fe}_2\text{O}_3$ ) que generalmente buscan incrementar la tasa de combustión y en muchos casos otros componentes que buscan mejorar las propiedades mecánicas y darle estabilidad a la combustión del propelente. La tasa de combustión de un propelente sólido depende de la presión y de la temperatura en la cámara de combustión del motor cohete, así como de los ingredientes que lo componen, por esto es importante conocer los porcentajes adecuados de combustible y oxidante que optimicen esta propiedad. Los catalizadores también tienen una influencia muy grande en la tasa de combustión, y variaciones muy pequeñas de su porcentaje en la mezcla pueden producir cambios considerables en la tasa de combustión. Otro parámetro que tiene una marcada influencia en el comportamiento de la tasa de combustión es el tamaño de partícula tanto del oxidante como del catalizador, y este parámetro no sólo influye en el valor de la propiedad, sino que puede ayudar a mejorar las propiedades mecánicas del propelente sólido para evitar que durante la combustión se produzcan grietas que puedan causar fallas catastróficas en el motor cohete (CATO).

De lo anterior podemos inferir que la tasa de combustión de un propelente sólido depende de muchos parámetros, pero no es posible estudiar la influencia de

tantas variables en un solo experimento, por esta razón en el presente trabajo de investigación solo se determinará la influencia del tamaño de partícula del oxidante y del porcentaje de catalizador en la tasa de combustión de este tipo de propelente en particular. Los tamaños de partícula y el porcentaje de catalizador se variaron de acuerdo a recomendaciones de la literatura científica y para determinar la influencia de estos factores se hizo un diseño de experimento de tipo factorial en el que se pudiera cuantificar la influencia de estos dos parámetros, tanto de forma independiente como combinada. Para realizar los ensayos y las mediciones necesarias que permitan obtener los datos requeridos para evaluar la influencia de las variables, se diseñó un dispositivo llamado bomba *Crawford* en el que se queman pequeñas muestras de propelente y que cuenta con toda la instrumentación requerida para medir la variable de salida. De esta manera se obtuvieron los datos necesarios para caracterizar este tipo de propelente sólido que se podrá emplear a futuro en motores cohete de otros proyectos de investigación.

La idea de este proyecto es que sea un aporte importante a la investigación en el tema de propulsión, una de las líneas de investigación del grupo ASTRA (*Aerospace Science and Technology ReseArch*) adscrito a la Facultad de Ingeniería de la Universidad de Antioquia, el cual está tratando de consolidarse como referente académico y de investigación en temas aeroespaciales a nivel nacional, respondiendo así a la iniciativa del Gobierno Nacional de impulsar y promover el desarrollo y la apropiación de tecnologías aeroespaciales. También es importante citar que para hacer visible los resultados obtenidos en el proyecto se realizó una ponencia en el **“2nd International Congress of Mechanical Engineering and Agricultural Science 2015”**, realizado en la ciudad de Bucaramanga y del cual se publicaron las memorias respectivas con el ISSN (Print): 2382- 3305. El título de la ponencia fue Diseño, fabricación y puesta a punto de una bomba *Crawford* para la caracterización balística de propelentes sólidos. Además se están escribiendo artículos de los resultados obtenidos para ser enviados a una revista indexada.



## 1.1 ORGANIZACIÓN Y ESTRUCTURA DE LA TESIS

La memoria de este proyecto se ha organizado en seis capítulos y dos apéndices. A continuación, se describe brevemente el contenido de cada uno de ellos.

Tras este primer capítulo de introducción, se presenta en el segundo un resumen del marco teórico y el estado del arte referente a los propelentes sólidos heterogéneos, se habla sobre sus componentes y características deseables, además se explica en detalle lo que es la tasa de combustión, los factores que afectan dicha variable y los dispositivos y técnicas de medida utilizados para determinarla.

En el tercer capítulo se registra sistemáticamente todo el proceso de diseño de la bomba *Crawford*. Los cálculos de todas las partes que componen este dispositivo se desarrollan de acuerdo a las normas de diseño existentes y se hace un análisis de elementos finitos al dispositivo completo con el fin de comprobar su integridad estructural.

En el capítulo cuatro se describe el diseño de experimento utilizado para obtener los datos de la variable de salida (tasa de combustión) de acuerdo a las variables de entrada (tamaño de partícula, porcentaje de catalizador), y se documenta todo el análisis estadístico de los datos obtenidos en las pruebas, finalmente en los capítulos 5 y 6 se sacan conclusiones y se dan recomendaciones con base a los resultados obtenidos.

En el Apéndice A se explica de manera detallada el proceso de fabricación de las muestras de propelente sólido, indicando la forma en la que se obtienen los diferentes tamaños de partícula para el oxidante, la forma en la que se pesan y mezclan los diferentes componentes del propelente, se describen los dispositivos usados en la fabricación, la manera en la que se vacían cada una de las muestras y finalmente el proceso de curado al que se deben someter las muestras para que estén a punto.

En el Apendice B se muestra paso a paso todo el proceso necesario para poner en funcionamiento el dispositivo de medida (bomba *Crawford*) y la forma correcta de la toma y análisis de datos para cada ensayo de las muestras de propelente. Asimismo se mencionan las precauciones y normas de seguridad que hay que tener en cuenta para realizar cada uno de los ensayos.

## 1.2 OBJETIVOS

### 1.2.1 OBJETIVO GENERAL

Determinar la tasa de combustión de un tipo específico de propelente sólido *composite*, basado en resina epóxica como aglutinante/combustible y nitrato de potasio como oxidante, mediante el uso de una bomba *Crawford*.

### 1.2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Diseñar, construir y evaluar una bomba *Crawford* (*Strand burner*) que permita calcular la tasa de combustión de un propelente sólido *composite* bajo diferentes condiciones de operación (presión y temperatura).
- Determinar la influencia que tiene el tamaño promedio de partícula de oxidante sobre el índice de combustión, mediante mediciones experimentales.
- Determinar los rangos, en porcentajes de catalizador de combustión ( $\text{Fe}_2\text{O}_3$ ), apropiados para aumentar la tasa de combustión de propelentes sólidos basados en resina epóxica y nitrato de potasio.
- Determinar mediante el uso de técnicas de regresión, una correlación que permita establecer la influencia que tienen los parámetros (tamaño de partícula y porcentaje de catalizador) en la tasa de combustión de un propelente sólido, para predecir este parámetro con adecuada precisión sin necesidad de recurrir continuamente a pruebas de laboratorio.

## 2. MARCO TEÓRICO

### 2.1 HISTORIA Y ESTADO DEL ARTE DE PROPELENTES SÓLIDOS

Es posible considerar que la pólvora negra es el precursor de los propelentes sólidos modernos. Compuesta de ingredientes naturales (azufre, carbón y salitre), la pólvora negra se ha utilizado desde el siglo XIII en Asia para generar la propulsión en dardos, siendo este el primer dispositivo de propulsión del que se tiene registro en la antigüedad. Sin embargo el auge de este tipo de combustibles se dio a comienzos de la segunda guerra mundial, principalmente con su utilización en aplicaciones militares [1].

Aunque es difícil hacer un seguimiento preciso de la historia actual de los propelentes sólidos, debido a la gran cantidad de entidades gubernamentales y del sector privado que han intervenido en la investigación y en el desarrollo de este tipo de combustibles en los países industrializados, serán citados los acontecimientos más significativos en la historia reciente de este tipo de combustibles.

En 1940 los investigadores de propulsión a chorro en Pasadena California empezaron a trabajar con propelentes sólidos “moldeables”. En esta época John Parsons desarrolló el asfalto como combustible y aglutinante<sup>1</sup> junto con perclorato de potasio como oxidante, pero posteriormente alrededor de 1950 los polímeros sintéticos reemplazaron al asfalto [2]. A partir de 1950 el primer aglutinante líquido apareció, este tipo de aglutinantes permitían altas relaciones entre oxidante y carga de combustible, lo que incremento el desarrollo de los propelentes heterogéneos. De esta manera se podían vaciar en grandes moldes o en las carcasas de los motores cohetes, lo que era imposible con otro tipo de propelentes [3].

---

<sup>1</sup> Sustancia que contiene todos los productos químicos juntos.

Los desarrollos más significativos de los propelentes sólidos se pueden dividir en dos grandes periodos:

- Desde 1950 hasta 1965 cuando los propelentes sólidos eran hechos con polisulfuro (“thiokol”) y con poliéter poliuretanos. Estos aglutinantes reemplazaron al asfalto ya que con ellos se producía un propelente en el que se incrementaban los límites de temperaturas de almacenamiento y la dureza a altas temperaturas atmosféricas.
- Desde 1965, cuando emergió un nuevo aglutinante con base en un polibutadieno funcional. Estos nuevos polímeros tenían un desempeño mucho mejor que el de los aglutinantes basados en elastómeros, ya que ellos ofrecían cargas de sólidos más altas y operaban en un alto rango de temperaturas.

Los eventos más significativos en la historia de los propelentes sólidos están vinculados a la búsqueda de aglutinantes emergentes de alto desempeño y no de nuevos oxidantes. De hecho, aunque el perclorato de amonio no se utilizó de inmediato, ya que primero se utilizaron el perclorato de potasio y el nitrato de amonio, éste se convirtió rápidamente en el oxidante más utilizado para los propelentes sólidos de alto rendimiento [3], debido a su compatibilidad con otros materiales utilizados en la formulación de los propelentes, la uniformidad, la disponibilidad y a su buen rendimiento como consecuencia de su alto contenido de oxígeno [4].

En la actualidad la mayoría de las investigaciones sobre propelentes sólidos ya no están tan orientadas a hallar nuevos aglutinantes y combustibles, sino en mejorar el desempeño de los ya existentes, realizándose investigaciones sobre la influencia de factores como el tamaño de partícula, la presión y la temperatura en la tasa de combustión. También se realizan una gran cantidad de investigaciones que buscan hallar los porcentajes más adecuados de combustible-oxidante o de diferentes aditivos que ayuden a incrementar la tasa de combustión del propelente o a mejorar las propiedades mecánicas de éstos. También se hacen grandes esfuerzos en mejorar la precisión de las medidas de las propiedades de los

propelentes sólidos, en especial la de la tasa de combustión que es el parámetro quizá más importante en el diseño de un motor cohete, y para lograr éste propósito se utilizan técnicas como las micro ondas, los ultrasonidos y los rayos X que aunque implican unos costos muy elevados permiten determinar valores de la tasa de combustión mucho más confiables.

En la actualidad la mayoría de los misiles estratégicos y tácticos utilizan motores cohete de propelente sólido. El único competidor para la propulsión sólida es la propulsión *ramjet*<sup>2</sup> para misiles tácticos [5].

Las ventajas y desventajas más significativas de un propelente sólido respecto a uno líquido se resumen en la Tabla 2.1.

**Tabla 2.1 Ventajas y desventajas de los propelentes sólidos. Adaptado de [4].**

PROPELENTES SÓLIDOS	
VENTAJAS	DESVENTAJAS
Diseño simple (pocas o ninguna pieza móvil) y bajo costo	Menor impulso específico
Fáciles de operar	Una vez encendido, no se puede variar el empuje y no se puede apagar.
Largos periodos de almacenamiento (entre 5 y 25 años)	Después de fabricados pueden presentar defectos como grietas o burbujas que pueden modificar el desempeño del motor o sobre presurización, que puede llevar a una falla catastrófica
Más densos, ocupan menos espacio, motores más compactos	Generan una presión de operación en la cámara de combustión muy elevada, por lo que se requiere un diseño robusto, quitando espacio para la carga útil

## 2.2 PROPELENTE SÓLIDO

Un propelente sólido es un combustible utilizado principalmente en los sistemas de propulsión de los cohetes para generar el empuje que eleva la carga útil. Está compuesto por el combustible, el oxidante y aditivos en pequeñas cantidades que

<sup>2</sup> Tipo de propulsión en la cual se hace ingresar aire a la cámara de combustión del motor cohete aprovechando la velocidad de avance del vehículo. De esta manera el aire externo que ingresa al sistema de propulsión se convierte en el fluido de trabajo

mejoran las propiedades mecánicas y de combustión del propelente. Este tipo de combustible se puede quemar en ausencia de aire, lo que lo hace uno de los más indicados para misiones fuera de la atmósfera terrestre y a grandes altitudes donde no hay oxígeno en el ambiente circundante, o donde la densidad del aire es tan pequeña que el contenido de oxígeno presente en él es demasiado pequeño para iniciar una combustión. Los propelentes sólidos generan una gran cantidad de emisiones gaseosas a altas temperaturas (2300K-3800 K) cuando son quemados. Estos gases son direccionados a través de una tobera que los acelera y produce el empuje necesario para elevar el cohete. Hay dos tipos principales de propelentes sólidos que son clasificados según la forma en que se mezclan sus componentes y que se describen a continuación:

### **2.2.1 PROPELENTES SÓLIDOS HOMOGÉNEOS (DOBLE BASE)**

En este tipo de propelentes el combustible y el oxidante están contenidos en una misma molécula que se descompone durante la combustión, es decir, que se crean enlaces entre el oxidante y el combustible y se forma una estructura química única. Sus principales componentes son nitrocelulosa (NC), nitroglicerina (NG) y algunos aditivos en porcentajes menores [4, 6]. Los dos componentes principales de este tipo de propelentes son explosivos y por esta razón su manipulación es muy peligrosa. La nitrocelulosa es un ejemplo típico de un propelente de una base y es una celulosa nitrurada cuya estructura química es representada por  $C_6H_7O_5(NO_2)_{2.45}$  y  $C_6H_7.0006N_{2.9994}O_{10.9987}$  para un contenido de nitrógeno de 12.6% y 14.14% respectivamente [6].

Los propelentes que están compuestos por NC y NG son llamados de doble base y generalmente se utilizan en cohetes anti-tanques, y en algunos misiles tácticos. Su principal ventaja es que producen una mínima cantidad de humo (sólo a partir de una pequeña cantidad de aditivos) [7].

### 2.2.2 PROPELENTES SÓLIDOS HETEROGÉNEOS (*COMPOSITE*)

En estos propelentes, el oxidante y el combustible son mezclados físicamente entre ellos pero no se crean enlaces químicos. La mezcla generalmente consta de cristales de oxidante y un combustible en polvo (usualmente aluminio) que se mantienen unidos en una matriz de un caucho sintético (o de plástico) que funciona como aglutinante, como el polibutadieno (HTPB). Para fabricar un propelente sólido heterogéneo se vacían los componentes sólidos (cristales de AP, polvo de aluminio) con un líquido (HTPB, PPG), se acelera el endurecimiento agregando una pequeña cantidad de agente de curado al polímero aglutinante líquido y se introduce la mezcla en un horno para controlar la temperatura de endurecimiento. En las últimas tres décadas los propelentes heterogéneos han sido los más utilizados entre los propelentes sólidos [4]. En la Figura 2.1 se muestra la apariencia que tiene un propelente sólido heterogéneo.

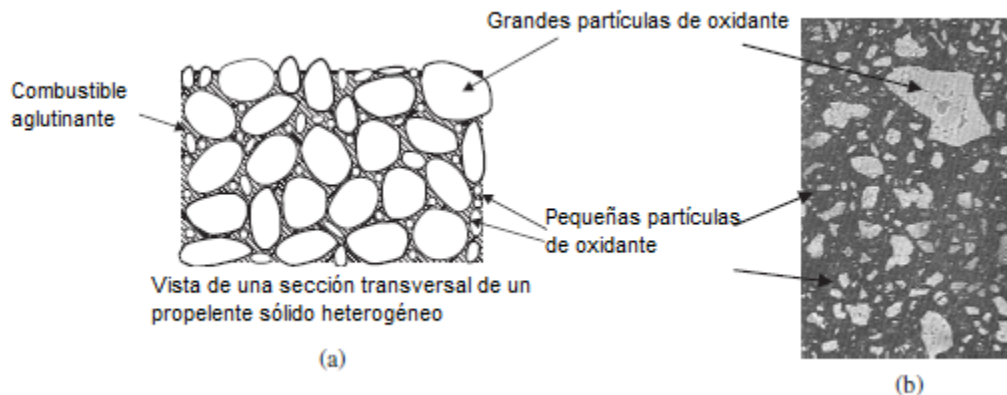


Figura 2.1 Vista de una sección transversal de un propelente sólido heterogéneo [6]

Los propelentes sólidos heterogéneos se dividen en las siguientes categorías:

- 1) **Propelentes heterogéneos convencionales:** contienen entre 60 y 72% de perclorato de amonio (AP) como oxidante cristalino y hasta 22% de aluminio en polvo (AL) como metal combustible y de 8 a 16% de un elastómero aglutinante (polímero orgánico), incluyendo el plastificante.



- 2) **Propelente heterogéneo modificado:** donde una nitramina energética (HMX o RDX) se añade para la obtención de un poco más de rendimiento y también para obtener una densidad más alta.
- 3) **Propelente heterogéneo modificado:** donde un plastificante energético como la nitroglicerina (utilizado en propelentes de doble base) se añade para dar un poco más rendimiento. A veces también se añade HMX.
- 4) **Propelente sólido compuesto de alta energía (con algo de aluminio):** donde el aglutinante elastomérico orgánico y el plastificante son en gran parte reemplazados por materiales energéticos (como ciertos explosivos) y donde parte del AP se sustituye por HMX. Algunos de estos propelentes son llamados propelentes vaciados de doble base modificados con elastómeros (EMCDB). La mayoría de estos propelentes son experimentales y su impulso específico teórico puede estar entre 270 y 275 segundos en condiciones normales.
- 5) **Propelente heterogéneo de baja energía:** donde el nitrato de amonio (AN) es el oxidante cristalino (sin AP). Se utiliza para generadores de gas y si se añade una gran cantidad de HMX, pueden disminuirse las emisiones de humo y obtener un muy buen desempeño [4].

### **2.3 PRINCIPALES COMPONENTES DE LOS PROPELENTES SÓLIDOS HETEROGÉNEOS**

Un propelente sólido tiene varios componentes y cada uno de ellos tiene una función específica. La función de los componentes principales de los propelentes se describe a continuación.

- **Oxidante:** por lo general son partículas sólidas cristalinas que suministran especies ricas en oxígeno, esto hace posible la combustión en ambientes como el espacio exterior, donde no hay aire. Se usan compuestos como

perclorato amónico ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ), perclorato potásico ( $\text{KClO}_4$ ), perclorato sódico ( $\text{NaClO}_4$ ), nitrato amónico ( $\text{NH}_4\text{NO}_3$ ) o nitrato potásico ( $\text{KNO}_3$ ). El perclorato amónico es el más usado por sus buenas propiedades, compatibilidad con otros materiales, buena actuación, disponibilidad, calidad y uniformidad. Los percloratos presentan un potencial oxidante alto, con lo que el impulso específico es elevado, y son ligeramente solubles en agua, lo cual es una ventaja. Sin embargo, requieren grandes medidas de seguridad, por la emisión de HCl y otros compuestos tóxicos y corrosivos. Se suministran en forma de pequeños cristales, cuyo tamaño hay que controlar pues, si son menores de 40 mm de diámetro, se consideran peligrosos y es mejor comprar de mayor tamaño y reducirlo. Los nitratos dan una actuación menor, pero son más baratos, no producen humo y apenas son tóxicos. Se usan en cohetes de bajo rendimiento y en generadores de gas [6].

- **Combustible:** el más común es el polvo de aluminio: partículas esféricas (5-60  $\mu\text{m}$ ) que se usan en una gran cantidad de compuestos, constituyendo aproximadamente del 14 al 20% del peso total. Al arder puede resultar tóxico, pues en la combustión se oxida y se convierte en óxido de aluminio. Aumenta el calor de combustión, la densidad, la temperatura y, por tanto, el impulso. En estado líquido puede formar residuos fundidos que afectan adversamente a la fracción másica del vehículo. Otro combustible usado es el boro dado que es más ligero y tiene un punto de fusión alto, por lo que es difícil hacerlo arder con eficiencia en cámaras de cierta longitud. Sin embargo, se puede oxidar con cierta eficiencia si las partículas son pequeñas. Este combustible se usa en motores que emplean el oxígeno del aire. El berilio tiene una combustión más fácil de lograr y mejor impulso del orden de 15 segundos, pero es muy tóxico.

Otras opciones de combustible son el hidruro de aluminio ( $\text{AlH}_3$ ) y el hidruro de berilio ( $\text{BeH}_2$ ), que no se usan actualmente, pero que son muy interesantes por el calor liberado, aumentando el impulso específico del

orden de 15-30 segundos, sin embargo son difíciles de producir y se deterioran fácilmente [4].

- **Aglutinante:** constituye el pegamento o matriz estructural que mantiene unidos al resto de componentes. Suelen ser polímeros o monómeros como poliésteres o polibutadienos, Tras mezclarse con los ingredientes sólidos, moldearlos y curarlos, forman un material de tipo goma que constituye el grano. Hace años que se usan compuestos como el policloruro de vinilo (PVC) o el poliuretano. A la vez el aglutinante actúa como combustible, se oxida durante la combustión y controla las propiedades mecánicas del propelente [4].
- **Modificadores de la velocidad de combustión:** son catalizadores y modificadores que ayudan a frenar o acelerar la combustión para cumplir unos requisitos de empuje. Algunos, como el fluoruro de litio, reducen la velocidad y otros como el óxido de hierro, la aceleran. Los catalizadores inorgánicos no contribuyen a la energía de combustión, pero consumen energía al calentarse y cambian el mecanismo de combustión [4].
- **Plastificante:** ayuda a mejorar las características de formación del grano, mejora las propiedades mecánicas, reduce la sensibilidad al choque, facilitan la fabricación y actúan a la vez como combustible. Entre los plastificantes más usados se encuentran el Adipato de dioctilo, el isodecil pelargonato y el ftalato de dioctilo.
- **Estabilizador:** aumenta la estabilidad química del propelente.
- **Agente de curado o de reticulación:** es el ingrediente que causa el endurecimiento del aglutinante y ayuda a formar complejas cadenas de polímeros y las enlaza. Una muy pequeña cantidad afecta al grano, solidificándolo y endureciéndolo.

- **Agente aglomerante:** se encarga de aumentar la adherencia entre las partículas de oxidante y de aglutinante.
- **Agente anti envejecimiento:** evita el deterioro de las propiedades físicas del propelente con el tiempo.
- **Opacificante:** hace que el propelente sea menos translucido evitando la absorción de radiación.
- **Supresor de llama:** suprime la luminosidad de la llama.
- **Supresor de la inestabilidad en la combustión:** reduce la sensibilidad de la tasa de combustión a las fluctuaciones de presión [6].

La Tabla 2.2 muestra los ingredientes más utilizados en los propelentes sólidos heterogéneos.

**Tabla 2.2 Ingredientes usados en propelentes sólidos. Adaptado de [6].**

<b>Tipo de ingrediente</b>	<b>Ejemplos</b>	
<b>Oxidante</b>	AP	Perclorato de amonio
	AN	Nitrato de amonio
	NP	Perclorato de nitronio
	KP	Perclorato de potasio
	RDX	Trinitramina ciclotrimetileno
	HMX	Tetranitramina ciclotetrametileno
<b>Aglutinantes</b>	PBAN	Acrilonitrilo polibutadieno
	CTPB	Polibutadieno terminado en carboxilo
	HTPB	Polibutadieno terminado en hidroxilo
<b>Agentes de curado o reticulación</b>	PQD	Dioxima paraquinone
	TDI	Tolueno-2.4-diisocianato
	MAPO	Tris{1-(2-metil)aziridinilo}óxido de fosfina
	ERLA-0510	
	IPDI	Diisocianato de isoforona
<b>Agente de unión</b>	MAPO	Tris{1-(2-metil)aziridinilo}óxido de fosfina
	TEA	Trietanolamina
	MT-4	Aducto de 2.0 moles de MAPO, 0.7 moles de ácido azipico, y 0.3 moles de ácido tararico
<b>Plastificante</b>	DOA	Adipato de dioctilo
	IDP	Isodecil pelargonato
	DOP	Ftalato de dioctilo
<b>Catalizador</b>	Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Óxido férrico
	FeO(OH)	Óxido férrico hidratado
	nBF	n-butilferroceno
	DnBF	di-n-butilferroceno
<b>Metal combustible</b>	AL	Aluminio
<b>Supresor de inestabilidad en la combustión</b>	AL	Aluminio
	Zr	Circonio
	ZrC	Carburo de circonio

## 2.4 CARACTERÍSTICAS DEL PROPELENTE

La selección del propelente es muy importante en el diseño de un motor cohete, y los requerimientos para un motor determinado dependen de las siguientes características [4]:

- Alto rendimiento o alto impulso específico; esto significa alta temperatura de los gases de combustión y baja masa molecular.
- Tasa de combustión predecible, reproducible, y capaz de ajustarse al diseño del grano y al requisito de tiempo de empuje.
- Que para una mínima variación del empuje o de la presión en la cámara, el cambio en el índice de presión, la tasa de combustión o el coeficiente de temperatura sea pequeño.
- Propiedades físicas adecuadas (incluyendo grandes fuerzas de adhesión) en el rango de temperatura de funcionamiento previsto.
- Alta densidad (permite un motor pequeño).
- Características de ignición reproducibles y predecibles (tal como fácil encendido cuando hay altas presiones).
- Buenas características de envejecimiento y larga vida útil.
- Baja adsorción de humedad, lo que a menudo causa deterioro químico del propelente.
- Fabricación simple, reproducible, segura, de bajo costo y de bajo riesgo.
- Disponibilidad garantizada de todas las materias primas y componentes necesarios para la producción del propelente y un control fácil de impurezas indeseables.
- Bajo riesgo técnico y un historial favorable en aplicaciones anteriores.
- Gases de escape no tóxicos.
- Combustión estable.

## **2.5 TASA DE COMBUSTIÓN**

El diseño óptimo de un motor cohete depende en gran medida del conocimiento de las características de combustión del propelente utilizado y más específicamente de la tasa de combustión. La tasa de combustión es directamente proporcional a la cantidad de gases calientes generados en la cámara de combustión y a la fuerza de empuje que eleva el cohete. El empuje es muy

sensible a la tasa de combustión del propelente. Una variación en la tasa de combustión del propelente de  $\pm 1\%$ , por ejemplo, dará lugar a una variación de empuje de 1.5 a 2% [8].

Los métodos para determinar la tasa de combustión deben ser confiables y las correlaciones fiables para predecir el empuje con una precisión de  $\pm 3\%$ , pero a pesar de los avances que hay en la actualidad en el campo de la modelación y la simulación numérica, la teoría de la combustión aún no es capaz de predecir las tasas de combustión para estados estables o inestables con una precisión suficiente que permita su uso en el diseño del motor. Por lo tanto, los diseñadores e ingenieros de propulsión requieren mediciones experimentales para hallar valores confiables [8].

La tasa de combustión o regresión de llama es definida como la velocidad a la que se quema el propelente sólido por unidad de tiempo en dirección normal a la superficie de combustión [9] y se puede hallar analíticamente en condiciones estables para una temperatura inicial dada utilizando la ley empírica de *Vieille* o de *Saint Robert* que relaciona la tasa de combustión con la presión y la temperatura de la siguiente forma:

$$r=a(P_c)^n$$

Donde  $r$  es la tasa de combustión,  $P_c$  es la presión en la cámara de combustión,  $a$  es una constante, llamada coeficiente de temperatura que depende de la temperatura inicial del sólido y usualmente se encuentra entre 0.002 y 0.05; y  $n$  es el índice de presión o índice de combustión que generalmente depende de la composición del propelente. El valor de  $n$  en el caso de propelentes sólidos debe ser inferior a la unidad para facilitar la deflagración y es independiente de la temperatura inicial a la cual se realiza el ensayo. En propelentes de doble base (DB) u homogéneos  $n$  está entre 0.2 y 0.5 y para propelentes heterogéneos basados en perclorato de amonio (AP), su valor es relativamente bajo respecto al de otros propelentes heterogéneos, variando entre 0.1 y 0.4 [9].

## **2.6 FACTORES QUE AFECTAN LA TASA DE COMBUSTIÓN**

La tasa de combustión depende de los componentes que hacen parte del propelente sólido. La variación de cualquiera de estos componentes afecta directamente la tasa de combustión. Los factores que pueden cambiar la tasa de combustión de un propelente sólido son los siguientes [4]:

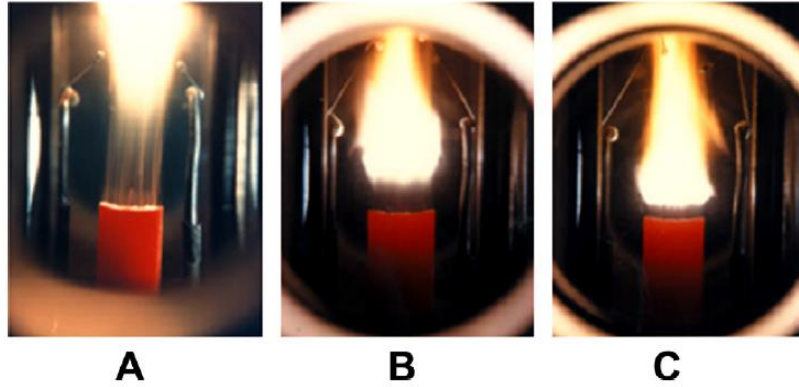
- Adición de materiales catalizadores (de 0.1 a 3% del propelente) o incremento del porcentaje del catalizador existente
- Disminución del tamaño de partícula del oxidante
- Incremento del porcentaje del oxidante
- Incremento de la cantidad de aglutinante
- Adición de fibras metálicas dentro del propelente.

Además de los factores que tienen que ver con la composición del propelente sólido, las condiciones internas de presión y temperatura dentro de la cámara de combustión tienen una gran influencia en la tasa de combustión, a continuación se describen brevemente los efectos de estas dos variables en la tasa de combustión de un propelente sólido.

### **2.6.1 EFECTO DE LA PRESIÓN EN LA TASA DE COMBUSTIÓN**

El incremento de la presión en la cámara de combustión de un motor cohete aumenta la tasa de combustión del propelente sólido [4, 9, 10]. En la Figura 2.2 se observa como al aumentar la presión, el perfil de la llama de la combustión varia, cuando se reduce el tamaño de la llama el propelente se quema más rápido.





**Figura 2.2 Análisis del comportamiento de la llama y de la tasa de combustión en un propelente sólido de doble base (NG-NC) bajo diferentes presiones [9].**

Asimismo en la Tabla 2.3 se muestran los datos obtenidos para el experimento que se ilustra en la Figura 2.2 y se observa como al aumentar la presión se incrementa la tasa de combustión del propelente.

**Tabla 2.3 Efecto de la presión en un propelente sólido de doble base (NG-NC). Adaptado de [9].**

Experimento	Presión P (Mpa)	Tasa de combustión (mm/s)
A	1.0	2.2
B	2.0	3.1
C	3.0	4.0

### 2.6.2 EFECTO DE LA TEMPERATURA EN LA TASA DE COMBUSTIÓN

Generalmente la tasa de combustión ( $r$ ) se incrementa con la temperatura inicial ( $T_0$ ) del propelente sólido y esta variación de  $r$  con  $T_0$  es definida como sensibilidad a la temperatura ( $\sigma_p$ ) y se expresa de la forma siguiente:

$$\sigma_p = \frac{1}{r} \left( \frac{\partial r}{\partial T_0} \right)_p = \left( \frac{\partial \ln(r)}{\partial T_0} \right)_p$$

La influencia de  $T_0$  en una muy delgada zona por debajo de la superficie de combustión y los procesos físico-químicos que se generan en esta zona deben tener un efecto medible en  $r$  y en otras propiedades relacionadas en propelentes sólidos homogéneos y heterogéneos [11].

La relación de la presión, la temperatura y la tasa de combustión se muestra en la Figura 2.3.

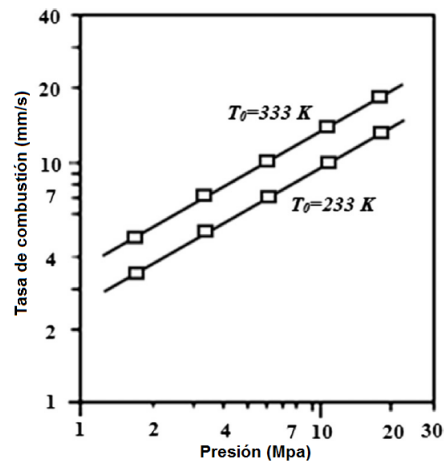


Figura 2.3 Relación entre temperatura, presión y tasa de combustión [9].

### 2.6.3 EFECTO DEL TAMAÑO DE GRANO DEL OXIDANTE EN LA TASA DE COMBUSTIÓN

El tamaño de partícula del propelente sólido tiene un efecto significativo sobre las propiedades de este, en especial sobre la tasa de combustión, ya que se ha demostrado que esta aumenta al disminuir el tamaño de partícula, en la mayoría de los oxidantes [12]. La disminución del tamaño de partícula también incrementa la viscosidad en el propelente en su etapa de fabricación, lo que hace más difícil su procesamiento e incrementa los costos de fabricación [13]. Normalmente para oxidantes como el perclorato de amonio existe una clasificación de acuerdo al tamaño de partícula.

Rango I Burdo de 400 a 600  $\mu\text{m}$

Rango II Medio de 50 a 200  $\mu\text{m}$

Rango III Fino de 5 a 15  $\mu\text{m}$

El Rango III está clasificado como altamente explosivo y tiene restricciones para su transporte y almacenamiento. Razón por la cual el más utilizado es el rango 2 [4, 14].

#### 2.6.4 EFECTO DEL PORCENTAJE CATALIZADOR EN LA TASA DE COMBUSTIÓN

El óxido de hierro es ampliamente usado como un catalizador para incrementar la tasa de combustión de propelentes heterogéneos. El cromito de cobre (mezcla de óxido cúprico y óxido de cromo) también es ampliamente usado, sin embargo es incompatible con algunos aglutinantes basados en polibutadieno y con aglutinantes doble base. Un número de catalizadores orgánicos de hierro han sido usados en propelentes sólidos heterogéneos, pero el más notable ha sido el ferroceno, un componente orgánico de hierro. La efectividad de varios catalizadores basados en hierro se muestra en la Figura 2.4. Según la figura el  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  es el menos efectivo de los tres, el ferrocianuro férrico está en una posición intermedia y el más efectivo es el ferroceno, pero debido a su volatilidad este componente muchas veces se pierde en el proceso de curado y almacenamiento del propelente sólido [13]. Estos catalizadores aumentan la tasa de combustión del propelente pero sola cuando su porcentaje en la composición total del propelente está cercano al 3% porque porcentajes más altos ya no tienen un efecto significativo en la tasa de combustión o inclusive pueden hacer que disminuya [4].

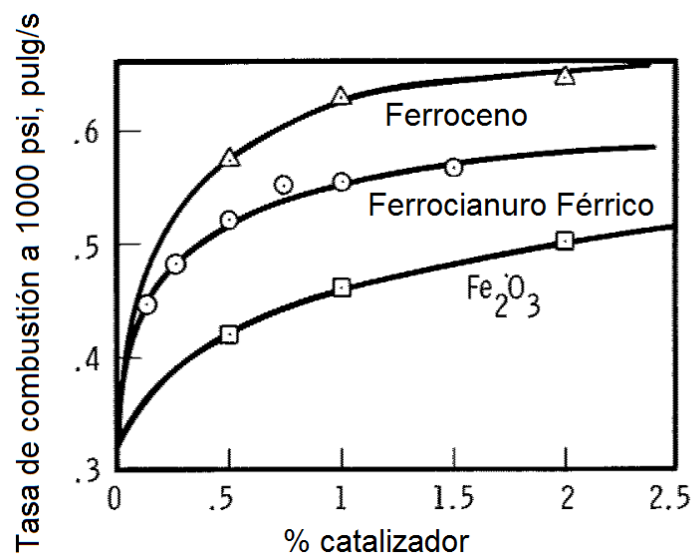


Figura 2.4 Efecto de catalizadores basados en hierro en un propelente sólido basado en nitrato de amonio. Adaptado de [13].

## 2.7 FLUJO MÁSIICO EN LA TOBERA

El flujo másico de gases los calientes que salen del motor cohete depende de la tasa de combustión y de la densidad del propelente sólido, que se relacionan por la siguiente fórmula:

$$\dot{m} = A_b r \rho_b$$

Donde  $\dot{m}$  es el flujo másico de gases,  $r$  es la tasa de combustión y  $A_b$  y  $\rho_b$  son la superficie de combustión y la densidad del propelente respectivamente [9].

## 2.8 EMPUJE

Después de hallar el flujo másico generado por el propelente sólido en un motor cohete se puede hallar el empuje o fuerza que se encarga de impulsar el cohete debido a la eyección de materia a alta velocidad. El empuje debido al cambio de momento se muestra en la siguiente ecuación:

$$F = \frac{dmv_2}{dt} = \dot{m}v_2$$

Sin embargo, hay que considerar el empuje generado por un desbalance entre la presión a la salida de la tobera y la presión atmosférica circundante, que hace que el empuje total sea el siguiente:

$$F = \dot{m}v_2 + (P_2 - P_3)A_2$$

Donde  $v_2$ ,  $P_2$  y  $A_2$  son respectivamente, la velocidad, la presión y el área a la salida de la tobera en el motor cohete y  $\dot{m}$  es el flujo másico de los gases del propelente [4]. En la Figura 2.5 se ilustra el proceso que se produce dentro del motor cohete.

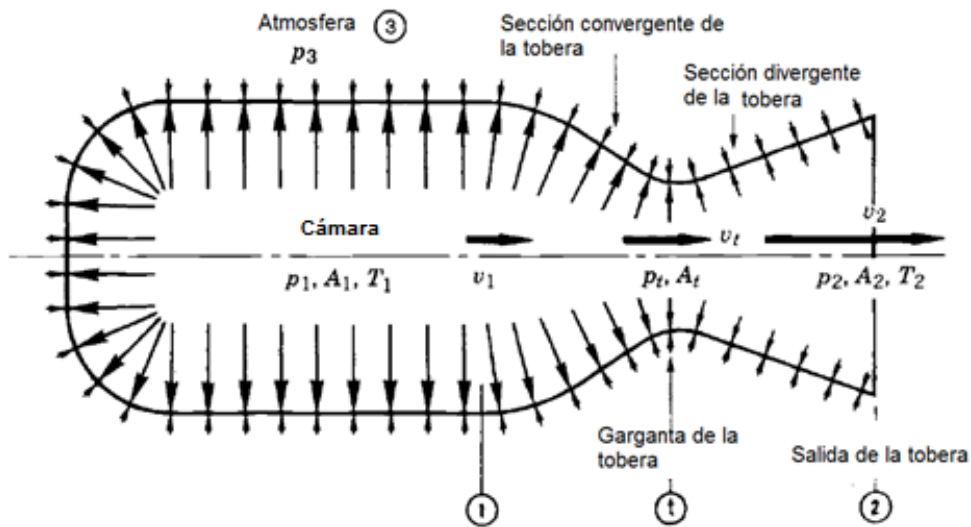


Figura 2.5 Balance de presiones en la cámara de combustión de un motor cohete [4].

## 2.9 IMPULSO TOTAL

El Impulso total ( $I_t$ ) es la fuerza de empuje  $F$  integrada a lo largo del tiempo de combustión  $t$ . Es proporcional a la energía total liberada por todo el propelente en un sistema de propulsión, y matemáticamente está definida como[4]:

$$I_t = \int_0^t F dt$$

## 2.10 IMPULSO ESPECÍFICO

El Impulso específico ( $I_{sp}$ ) es una medida del impulso o cambio del *momentum* que puede ser producido por unidad de masa de propelente consumido Y está dada por [4]:

$$I_{sp} = \frac{c^* C_F}{g_0} = \frac{C_F}{C_D}$$

Dónde:

$c^*$ =velocidad característica de escape, (m/s)

$C_F$ =coeficiente de empuje, (adimensional)

$g_0$ =gravedad estándar al nivel del mar

$C_D$ =coeficiente de descarga, Kg/(N/s)

El impulso específico teórico del propelente está definido en términos de las propiedades fundamentales de los gases de expansión[13].

$$I_{sp}^0 = \frac{1}{g} \left\{ \frac{2R_u \gamma}{\gamma + 1} * \frac{T_c}{\dot{m}} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}}$$

Dónde:

$P_c$ =Presión de combustión, (N/m<sup>2</sup>)

$\dot{m}$ =Area de la garganta, (Kg/s)

$\gamma$ =Relación de calores específicos, (C<sub>p</sub>/C<sub>v</sub>)

$T_c$ =Temperatura de llama adiabática, (°K)

$R_u$ =Constante universal de los gases

Generalmente el  $I_{sp}^0$  es calculado a través de programas computacionales que obtienen la composición de los gases de combustión basados en el método de la aproximación a la constante de equilibrio termodinámico o la minimización de la energía libre de Gibbs, dichos programas hacen uso de tablas que contienen los datos termoquímicos de los productos de combustión que se encuentran en las tablas estándar de la JANAF.

## 2.11 VELOCIDAD CARACTERÍSTICA DE ESCAPE ( $c^*$ )

Es un parámetro que se usa para comparar rendimiento relativo del diseño y los propelentes de diferentes sistemas de propulsión químicos. Ésta es, básicamente, función de las características del propelente y del diseño de la cámara de combustión. Se considera como la medida de la eficiencia de la combustión y es independiente de las características de la tobera [4]. Está definida como:

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}$$

Dónde:

$P_c$ =Presión de combustión, (N/m<sup>2</sup>)

$A_t$ = Área de la garganta de la tobera, (m<sup>2</sup>)

$\dot{m}$ =Área de la garganta, (Kg/s)

$\gamma$ =Relación de calores específicos, ( $C_p/C_v$ )

$T_c$ =Temperatura de llama adiabática, (°K)

$R$ =Constante del gas

La velocidad característica de escape, al igual que el impulso específico, es una función del proceso de combustión del propelente, y es directamente proporcional a la temperatura de llama adiabática del propelente e inversamente proporcional al peso molecular promedio de los gases de combustión ( $M$ ), por lo tanto tiene una ligera dependencia sobre la presión de cámara [15].

## 2.12 DISPOSITIVOS PARA MEDIR LA TASA DE COMBUSTIÓN

En el diseño de un motor cohete de propelente sólido el error en la tasa de combustión no debe superar el 1%. En la actualidad, ninguno de los modelos teóricos puede predecir la velocidad de combustión con la precisión requerida, ya que los mecanismos físicos y químicos que ocurren en las zonas de reacción por encima y por debajo de la superficie de combustión aún no se entienden completamente [16, 17]. Además, hay una falta de datos cinéticos y químicos necesarios para poder realizar simulaciones numéricas. Además la mayoría de los modelos teóricos asumen una estructura uní-dimensional en la llama y fronteras adiabáticas y esto no es lo que sucede en el proceso real [18]. Por lo tanto, cuando se recurre a la experimentación para hallar la tasa de combustión de un propelente sólido es muy importante tener a disposición dispositivos bien instrumentados en los que se tengan en cuenta los siguientes aspectos:

1. Con el fin de lograr la precisión deseada, las técnicas experimentales deben ser confiables, con la obtención de una cantidad suficiente de datos a bajo costo.
2. Las pruebas deben proporcionar información adicional sobre los mecanismos de combustión.
3. Los dispositivos deben operar a condiciones que simulen los sistemas de propulsión reales que están en uso en la actualidad.

Para aplicaciones de propulsión la influencia de la presión (típicamente entre 1 y 30 MPa) y la temperatura inicial (generalmente entre 219-344 K para motores de misiles lanzados desde el aire) son de primera importancia [8], lo que hace necesario que los límites de operación de los dispositivos utilizados para hallar la tasa de combustión estén entre estos valores.

Bajo ciertas circunstancias, el alto costo de las nuevas técnicas puede ser parcialmente justificada por su uso para la obtención de información nueva sobre



los mecanismos de combustión, lo que no sería posible utilizando otros métodos. Existen varios dispositivos en los que se ha medido la tasa de combustión de propelentes sólidos a lo largo de su historia y a continuación se mencionan los que más se han utilizado [18].

- **Motores a escala (*subscale motors*):** Aunque en el desarrollo de propelentes para armas se hace un control preciso del proceso de fabricación y de la composición química, esto no es posible para propelentes de motores cohete debido a que su composición química es mucho más compleja y a la dependencia de parámetros de difícil control (tamaño de partícula, adiciones menores de ingredientes catalíticos, etc.). Por esta razón el método más adecuado para evaluar la tasa de combustión en estado estable de un propelente sólido para motores cohete es encender un grupo de pequeños motores cargados con el propelente que se está ensayando. Esto trae beneficios tanto en seguridad como en costos y además se simulan las condiciones reales de funcionamiento del dispositivo. Los tamaños de las cámaras de combustión de estos motores cohete están generalmente entre 2 y 6 pulgadas de diámetro y sus carcasas son muy resistentes y están equipadas con toberas de diferentes tamaños para proporcionar una serie de presiones de operación convenientes.

Por lo general estos motores pequeños para evaluación balística son quemadores radiales que proporcionan una traza de presión neutral en el tiempo, la relación del área del puerto/área de la garganta de la tobera  $A_p/A_t > 6$  y la razón de longitud /diámetro de grano  $\leq 2$  es para minimizar la combustión erosiva, las pérdidas de calor y la erosión en la tobera.

En la mayoría de los ensayos con motores pequeños se obtienen mejores correlaciones con los motores a escala completa, pero los tiempos de los ensayos y los costos son considerablemente más grandes que en los recipientes a presión con atmosfera controlada donde se le hacen pruebas a pequeñas muestras de propelente como la bomba *Crawford*. Las pruebas con motores pequeños casi siempre se realizan cuando se está cerca de la formulación final del propelente, con el fin de obtener una predicción más exacta de un motor a escala completa y determinar la sensibilidad de la combustión a la temperatura y a la presión [8]. En la Figura 2.6 se muestra un pequeño motor a escala en corte

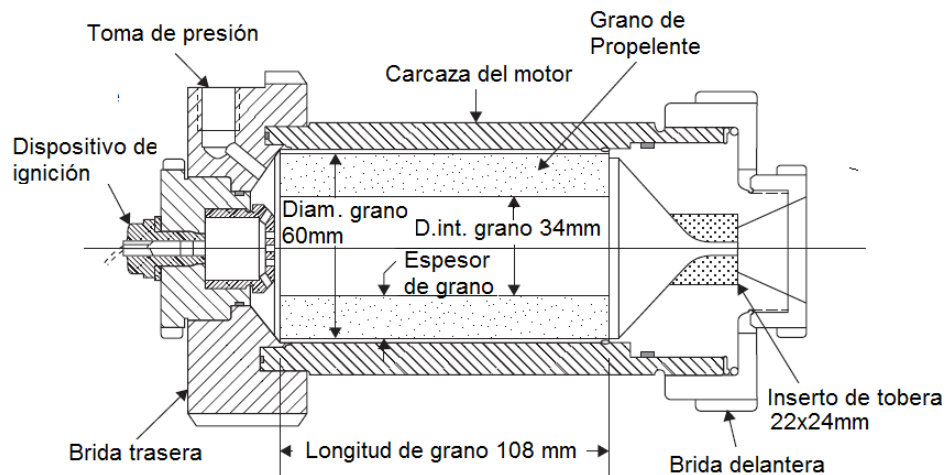


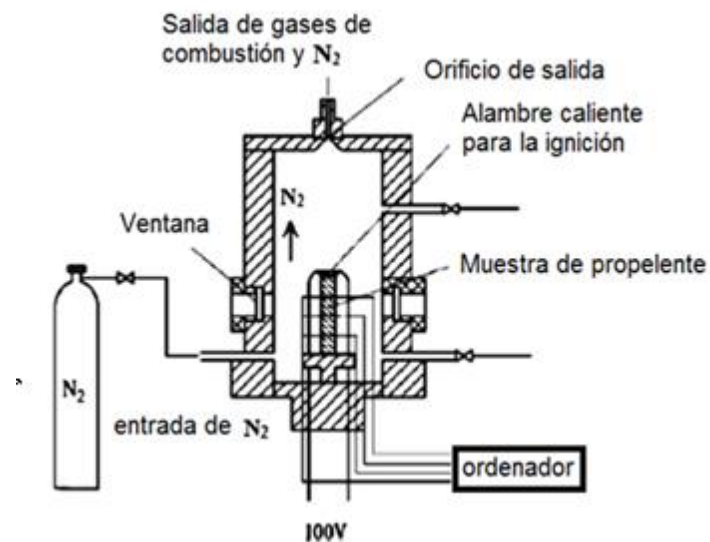
Figura 2.6 Corte de motor a escala. Adaptado de [6].

- **Recipientes con ventilación (*Vented Vessels*):** Los recipientes con ventilación son motores cohete reales abruptamente apagados por la liberación repentina de presión, por soplado de la tobera o mediante inyección de agua. En los diseños más sofisticados se emplean muestras de propelente que se queman, y se apagan con agua después que cerca de la mitad de la muestra se ha consumido. La presión de operación es controlada por una carga tubular mucho más grande de algún propelente estándar que se quema más rápido. A través de la medición de la duración de la combustión y las

dimensiones de la muestra de propelente antes y después de la prueba, la tasa de combustión se puede determinar directamente. Este método para obtener la tasa de combustión es laborioso y ya no se practica. Pero la técnica es utilizada aún para otros fines, tales como para examinar las condiciones del propelente durante la combustión [8].

- **Recipientes cerrados (*Closed Vessels*):** Varias configuraciones de recipiente cerrado están disponibles en la actualidad para obtener la velocidad de combustión del propelente a partir de la variación experimental de la presión con el tiempo. Una opción es quemar una pequeña muestra de propelente en un gran recipiente cerrado lleno de gas inerte, produciendo así un pequeño aumento de presión. El tiempo de combustión se establece como el lapso de tiempo entre el inicio y la caída de la presión. Otra opción es aumentar la masa de la muestra de propelente hasta una densidad de carga de  $0.3 \text{ g/cm}^3$ , produciendo un aumento de presión muy grande y una tasa de presurización de la que se deduce la velocidad de combustión. Esto no es una medición directa, es un proceso laborioso que requiere una serie de supuestos, pero el método aún se utiliza para combustiones a presiones muy altas [8].
- **Bomba *Crawford* (*Strand Burner*):** Durante 60 años ha sido el aparato estándar en la industria para medir la tasa de combustión y fue propuesto en 1947. Es un método rápido, sencillo, económico y muy adecuado para explorar nuevas composiciones de propelentes, hallar su tasa de combustión en rangos de presión y temperaturas definidos y para control de calidad de composiciones establecidas. La bomba *Crawford* es un recipiente a presión que generalmente se diseña según el estándar ASME *Boiler and Pressure Vessel Code*, Section VIII, División I [19]. En un recipiente se introduce una

muestra de propelente muy pequeña de forma cilíndrica para que el incremento en la presión debido a los gases de combustión no sea muy grande (1 pulgada de longitud por  $\frac{1}{4}$  de pulgada de diámetro aproximadamente [2]) ,esta se quema en una atmósfera controlada a alta presión, para simular las condiciones de operación que se presentan en los motores reales y en presencia de un gas inerte (nitrógeno, argón) para evitar explosiones. La muestra de propelente se enciende por medio de la corriente suministrada por una batería, y se registra el tiempo que demora en quemarse, ya sea por medio de un fotoreceptor que tome el tiempo en que la llama emite la luz generada durante la combustión o por medio de una grabación en una cámara de video que registre el fenómeno completo [2]. La tasa de combustión del propelente se mide posteriormente dividiendo la longitud de la muestra sobre el tiempo que este tarda en quemarse. En la Figura 2.7 se muestra un esquema del montaje de la bomba.



**Figura 2.7 Sistema de medida de tasa de combustión de propelentes sólidos en bomba Crawford en ambiente con nitrógeno [5].**

Como se puede observar en la Figura 2.7, la bomba tiene varias ventanas translucidas en las que se ubican instrumentos ópticos de medición que registran el fenómeno y un sujetador que generalmente se hace roscado para removerlo fácilmente, donde se ubica la muestra de propelente que se quema. Después de cada prueba los gases de combustión son removidos de las tuberías y de la bomba utilizando un gas inerte, que puede ser el mismo utilizado para presurizar el recipiente u otro más económico, todo esto con el fin de eliminar residuos que puedan generar explosiones o alterar las mediciones posteriores debido a la falta de control en la atmosfera circundante.

Por lo general las medidas de la tasa de combustión estimadas en una bomba Crawford están entre 4 a 12% por debajo de los valores que se obtienen en los motores cohete. Estas diferencias se deben a la diferencia entre las condiciones reales de funcionamiento en la cámara de combustión de un motor cohete y a las condiciones simplificadas que se generan en una bomba Crawford, sin embargo, a pesar de esta desventaja, los métodos de prueba realizados en las bombas *Crawford* siguen siendo aceptados en los primeros pasos de la investigación de los sistemas de propulsión de cohetes [20].

### **2.13 MÉTODOS PARA DETERMINAR LA TASA DE COMBUSTIÓN**

Hay básicamente dos métodos empíricos para medir la tasa de combustión en los dispositivos descritos anteriormente, uno de estos métodos es basado en el espesor del propelente y en el tiempo de combustión, y es llamado TOT por sus siglas en inglés (*thickness/time*) y se puede utilizar en la bomba *Crawford*, en los motores a escala y en motores a escala completa. El segundo método es basado en la conservación de la masa y es llamado MB (*mass balance*) y se usa sólo en los motores.

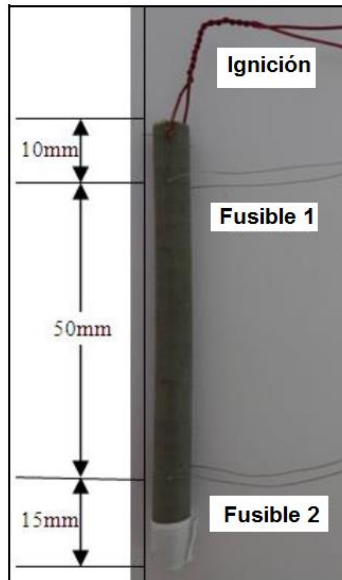
### 2.13.1 MÉTODO TOT

Para el método TOT se determina la tasa de combustión  $r$  de la siguiente forma:

$$r_{TOT} = \frac{\text{Espesor de muestra}}{\text{Tiempo de combustión}} = \frac{w_b}{t_b}$$

El dispositivo en el que se mide la tasa de combustión de un propelente sólido tiene una incidencia directa en el valor de esta propiedad, ya que el valor más exacto y confiable se logra si se utiliza un motor cohete real para hacer las pruebas, sin embargo los elevados costos que implican el uso de estos dispositivos, hacen necesario utilizar la bomba *Crawford* o los motores a escala. Hay varias técnicas para medir el tiempo y el espesor del propelente sólido por el método TOT durante la combustión; a continuación se describen las más utilizadas.

- **Técnica de los alambres fusibles:** La técnica del alambre fusible sólo permite mediciones discretas y para combustión en estado estacionario, además de ser un método invasivo [8]. En esta técnica se hacen varias perforaciones radiales en la muestra de propelente a una distancia conocida entre ellas y se incrustan unos alambres muy delgados de estaño/plomo generalmente en esos agujeros. Se hace pasar una corriente a través de estos alambres y se enciende la muestra de propelente, al consumirse la muestra se funden cada uno de los alambres, lo que interrumpe el paso de corriente [21]. Un dispositivo electrónico envía una señal cada que se interrumpe el paso de corriente y teniendo la longitud y el tiempo entre dos interrupciones consecutivas se puede calcular la tasa de combustión por el método TOT. Esta técnica se usa generalmente con la bomba *Crawford* y se ilustra en la Figura 2.8.



**Figura 2.8 Técnica de alambres fusibles [21].**

En la actualidad se busca que los instrumentos de medición estén por fuera de la cámara de combustión para evitar que su presencia pueda alterar las mediciones de la tasa de combustión. Es por este motivo que se busca que las técnicas utilizadas para medir esta propiedad no sean invasivas, como sucede con la técnica de los alambres fusibles.

Las técnicas no invasivas fueron desarrolladas con el objetivo de medir la tasa de combustión y reducir al mínimo la perturbación de los procesos de combustión de forma independiente al aparato experimental usado. Varias técnicas están disponibles con diferentes características: filmación en video, rayos X, micro ondas, ultrasonido, emisiones acústicas, recuperación de radiación (casi siempre con fuente láser), plasma capacitancia, etc. Aunque la técnica de rayos X puede ser usada con cualquier dispositivo utilizado para medir la tasa de combustión, generalmente es más recomendable para motores a escala completa; la filmación en video, recuperación de radiación y las emisiones acústicas son más adecuadas cuando se utiliza una bomba *Crawford* y las técnicas que utilizan micro ondas y ultrasonido son adecuados para pequeños motores a escala y para bombas *Crawford*. Las técnicas de recuperación de radiación y emisión acústica no detectan la

posición de la superficie de llama y por lo tanto proporcionan una medida indirecta de la tasa de combustión; todas las otras técnicas son directas. Varias de estas técnicas (en particular, microondas y ultrasonidos) también son aptas para medir tasas de combustión en régimen transitorio; además, la técnica de emisión acústica es apta para proporcionar información en cuanto a la falta de uniformidad de la tasa de combustión (debido a variaciones localizadas y a la intermitencia de la tasa de combustión) [8]. Algunos de estos métodos no invasivos se describen con más detalle a continuación.

- **Grabación en video (*video recording*):** En este método la tasa de combustión de las muestras de propelente se puede deducir de las imágenes grabadas de la superficie de combustión instantánea en función del tiempo. Las imágenes se pueden obtener mediante el uso de cámaras de video, cámaras fotográficas o cámaras de alta velocidad. Con el uso de estas técnicas se obtienen imágenes de alta calidad de las superficies y las zonas de reacción luminosas que pueden dar mucha información sobre las características de la combustión del propelente.

A partir de las imágenes grabadas por la cámara de video se determinan las tasas de combustión en las condiciones de prueba establecidas. Además se puede analizar el comportamiento de la superficie donde se inicia la combustión y la dinámica de la llama. Los fenómenos de combustión superficial podrían incluir: 1) la regresión de superficie no uniforme, 2) la difusión de la llama a lo largo de la superficie lateral de la muestra de propelente, 3) la presencia de una capa de masa fundida en la superficie donde se inicia la combustión, 4) acumulación de residuos carbonosos, 5) existencia de puntos calientes o de sitios de reacción concentrada, 6) eyección de partículas de la zona de reacción de la superficie, y 7) la influencia de los fenómenos de superficie en el movimiento inestable de la llama luminosa.



Con el fin de observar los fenómenos anteriores y deducir la tasa de regresión a altas presiones, se debe construir una cámara con ventanas ópticas que pueden soportar las elevadas presiones y los productos de combustión a alta temperatura. Para lograr la combustión en estado estacionario de la muestra de propelente, la presión de la cámara se debe mantener aproximadamente constante, y a menudo, es necesario un flujo de gas de purga para controlar la temperatura inicial de la muestra de propelente [18].

- **Técnica de Emisiones acústicas:** Cuando se quema un propelente sólido se producen burbujas de gas en la superficie donde se inicia la combustión que generan ondas sónicas. La emisión acústica generada por los chorros de productos de combustión gaseosos permite utilizar un receptor acústico para determinar el período de tiempo que dura la combustión. En este método, una muestra de propelente que se enciende por medio de un alambre caliente en uno de sus extremos se sumerge en un baño de aceite o agua líquida. Tan pronto como se enciende el propelente, se recibe una señal acústica hasta que la muestra se quema totalmente. La duración total de la emisión acústica se toma como el intervalo de tiempo que dura la combustión. El aumento en la presión de la cámara se reduce significativamente por el hecho de que los gases de los productos de combustión se disuelven en el líquido circundante. Los principales errores en la reducción de datos de este método se deben a las dificultades en la diferenciación de los intervalos de tiempo para la ignición, la combustión cuasi-estacionaria, y la extinción del propelente [18].
- **Rayos X:** Para el estudio de la combustión en ambientes a alta presión, recientemente se han utilizado radiografías de rayos X junto con cámaras de video de alta velocidad. Esta técnica se utiliza principalmente para estudiar la combustión en recipientes cerrados donde se presentan cambios muy rápidos de presión. En este método un haz continuo de rayos X se

utiliza para penetrar el propelente en el recipiente cerrado. Los rayos atenuados se procesan en un intensificador de imágenes que transforma los rayos X en imágenes de luz visible. Estas imágenes se registran en la cámara de video de alta resolución con tiempos de exposición muy cortos (25 ns a 1  $\mu$ s). Las imágenes grabadas son analizadas utilizando un procesador de imágenes para determinar la localización de la superficie de combustión instantánea, el movimiento de grano, así como cualquier comportamiento anómalo, como alguna fractura en el grano [18].

Esta técnica para medir la tasa de combustión de un propelente sólido es utilizada para pequeños motores a escala y motores cohete a escala completa. Sin embargo, es muy compleja, y tiene unos requerimientos de potencia muy altos, además del alto costo del equipo de rayos X y el riesgo que un equipo de rayos X de alta intensidad presupone para el personal que lo opera [20]. En la Figura 2.9 se muestra un esquema del montaje requerido para medir la tasa de combustión por el método de rayos X.

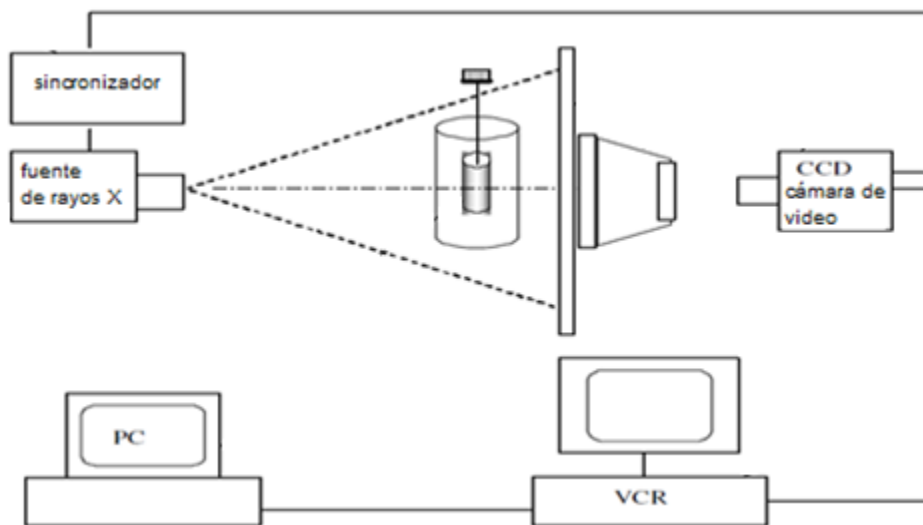


Figura 2.9 Diagrama de bloques de montaje para radiografías dinámicas [22]

- **Microondas:** El efecto Doppler aplicado a la radiación con micro ondas es usado en el desarrollo de la instalación para medir la velocidad del frente de combustión. Durante el movimiento del frente de combustión la señal de

salida del indicador de velocidad varia siguiendo una ley seno debido a la continua variación de la fase de la onda de radio reflejada. Basados en el periodo de esta oscilación, la tasa de combustión es hallada [23]. El suministro de energía a las microondas se realiza desde el extremo frío de la muestra de propelente y del lado de la llama. Se debe evitar la contaminación de la antena emisora ya que los productos de la combustión pueden absorber energía de las microondas y alterar significativamente la medida [22].

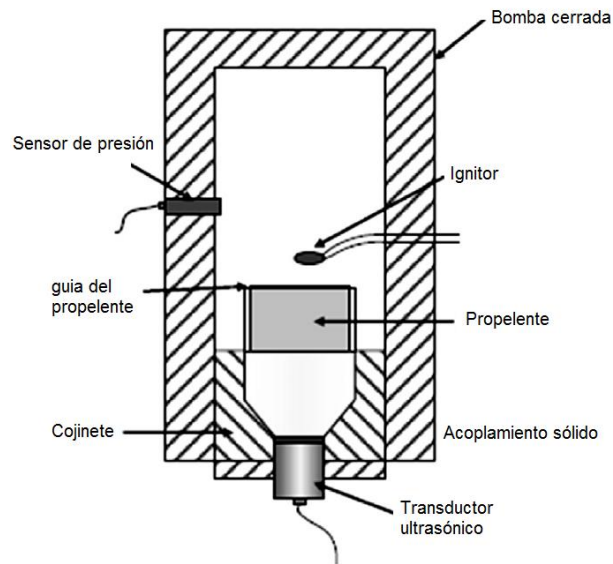
- **Ultrasonido:** Con esta técnica, la medición instantánea del espesor del combustible sólido se consigue de manera eficiente. Esta técnica fue desarrollada por ONERA (*The French Aerospace Lab*) en 1980.

La técnica de ultrasonido utiliza el flujo simultáneo de los datos relacionados con la señal ultrasónica y la presión en un rango muy amplio durante el tiempo de combustión. En los últimos años, la técnica de ultrasonido ha sido muy recomendada para la medición de la tasa de combustión de propelentes sólidos.

El principio de esta técnica es similar a la de un sonar. Un transductor ultrasónico transmite una onda mecánica la cual viaja a través del material ensayado, la onda se refleja sobre la superficie de quemado del propelente y regresa al transductor. El tiempo de retorno de la onda se relaciona con el espesor del material. Los inconvenientes del método se deben a la variación de la velocidad de la onda con la temperatura [24].

En esta técnica la muestra de propelente es quemada en un recipiente cerrado de volumen constante acoplado con el sistema de medición ultrasónico. Los datos transmitidos por las ondas de sonido de alta frecuencia y los cambios de presión durante todo el tiempo de combustión son enviados al ordenador haciendo uso de conversores A/D

(analógico/digital) [9]. En la Figura 2.10 se muestra un esquema del montaje para la medición de la tasa de combustión por ultrasonido.



**Figura 2.10 Vista esquemática de bomba cerrada para medir la tasa de combustión usando ultrasonido [5].**

- **Plasma Capacitancia (*plasma capacitance*):** Este método consiste en usar una muestra de propelente sólido como el material dieléctrico de un capacitor formando parte de un circuito resonante (L-C) oscilando a una frecuencia central de 10.7 MHz. La capacitancia y la frecuencia resonante del circuito varían linealmente con la longitud de la muestra del propelente que se quema. Esta variación de la frecuencia se convierte a una señal de voltaje que es proporcional a la longitud de la muestra y con esta medida se halla indirectamente la tasa de combustión del propelente [25].
- **Técnica de láser y servomecanismo:** Este método usa una combinación de sistemas ópticos y mecánicos. La característica que distingue esta técnica es que cuando disminuye la superficie del propelente un servomecanismo de posicionamiento de bucle cerrado mueve la muestra para mantener la superficie donde se inicia la llama en una posición fija. La detección de la superficie de quemado es realizada por un sistema óptico

que dirige una luz visible o rayo láser sobre la superficie y un transductor foto sensible da una señal que se utiliza para controlar la velocidad de un motor paso a paso. La velocidad del mecanismo de alimentación de la muestra corresponde directamente a la tasa de combustión del propelente. Esta técnica es muy adecuada para los propelentes con una superficie de quemado lisa y cuando no hay una atenuación considerable del haz de luz / láser debido a los gases de combustión del propelente. Cuando se utilizan las ventanas de acceso óptico, los investigadores pueden obtener imágenes muy claras de la región de reacción en la superficie. El error de medición en la tasa de regresión hallada por este método se estima que es inferior al 3%. Una desventaja de este sistema es la complejidad del sistema de control [18].

- **Técnica de rayos infrarrojos (IR) o termografía:** En la técnica IR, el movimiento de la zona del frente de llama es instantáneamente ubicada por el registro del perfil del gradiente de calor y temperatura en la superficie interna de un indicador de alta conductividad de grafito pirolítico. Así la señal de los perfiles térmicos es enviada a través de las capas de grafito hacia la pared externa del indicador. La señal térmica de la zona del frente de combustión en movimiento en la superficie externa del pirografito es registrada por la cámara IR. De esta manera el registro continuo de la zona del frente de combustión es posible gracias al uso del indicador de pirografito, que se caracteriza por un alto grado de anisotropía térmica. La anisotropía genera una gran diferencia en la conductividad eléctrica y térmica en direcciones paralela y perpendicular a la superficie de combustión. El plano de conducción del pirografito se debe ubicar paralelo a la superficie de combustión. De esta manera se puede observar el movimiento del frente de combustión que coincidiría con la capa de alta temperatura que registra la cámara IR, ya que en la dirección perpendicular a la superficie de combustión la transferencia de calor sería despreciable y por lo tanto, la cámara no detectaría flujo en esa dirección [20].

### 2.13.2 MÉTODO MB

El método MB evalúa la tasa de combustión en estado estable, indirectamente del equilibrio entre la entrada de flujo de masa que se genera por la combustión del propelente y la masa de los gases calientes que salen a través de la garganta de la tobera. En la conservación de la masa se debería incluir el almacenamiento de gas en la cámara de combustión debido a cambio de densidad y / o cambio de volumen; en consecuencia, existen varias versiones de este enfoque. Despreciando el almacenamiento de gas en la cámara de combustión debido al cambio de densidad y / o cambio de volumen, la tasa de combustión  $r_{MB}$  se puede evaluar de la forma siguiente [26]:

$$r_{MB} = \frac{(w_A - w_G) \int_B^E P_c dt}{(t_E - t_B) \int_A^G P_c dt} = \frac{w_{prom} \int_B^E P_c dt}{t_B \int_A^G P_c dt}$$

En donde  $w$  es el espesor de la muestra,  $t$  es el tiempo y  $P_c$  es la presión en la cámara. Los datos de tiempo y presión se obtienen de la gráfica presión vs tiempo con los datos registrados por los instrumentos de medición ubicados en el dispositivo y el espesor instantáneo de la muestra se puede obtener utilizando las técnicas utilizadas en el método TOT. La Figura 2.11 muestra una gráfica presión en la cámara vs tiempo de combustión típica que se obtiene en la combustión de un propelente sólido en un motor a escala, allí se indican los límites de integración que se deben utilizar para obtener la tasa de combustión con el método MB.

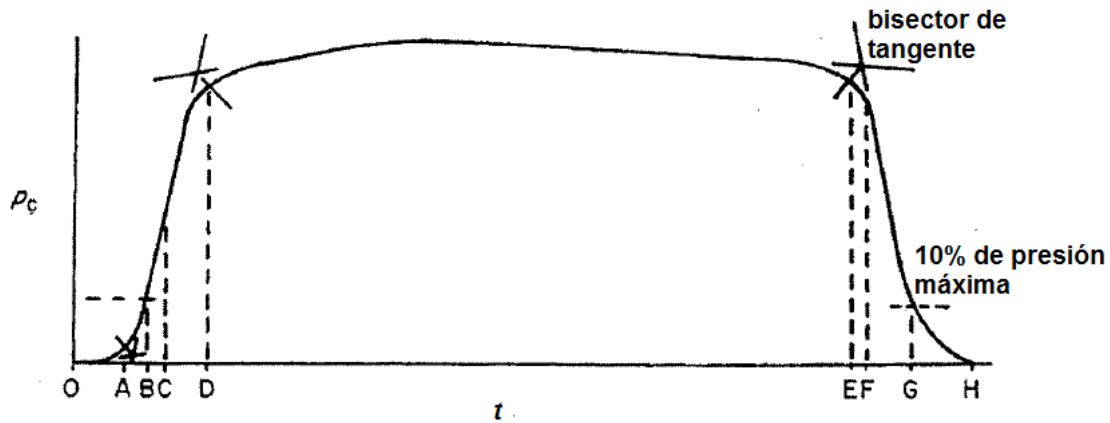


Figura 2.11 Gráfica presión en la cámara vs tiempo en la combustión de un propelente sólido en un motor a escala [26].

En la Figura 2.11 las letras mayúsculas indican lo siguiente:

- A Inicio de aumento de empuje debido a la ignición
- B Inicio de la combustión del propelente
- C tiempo en que la presión o el empuje es igual a la mitad del valor que se da en el estado estacionario
- D Final del proceso de llenado de la cámara
- E Final de la combustión del propelente
- F Punto de máxima tasa de cambio de la curvatura durante el periodo de disminución de la presión
- G Porcentaje fijo de la presión máxima
- H Final de la operación del motor cohete

## 2.14 FASES DE LA COMBUSTIÓN PARA UNA MUESTRA DE PROPELENTE SÓLIDO

En la combustión de una muestra de propelente sólido se pueden diferenciar tres fases, en la primera etapa o “fase de pre-ignición” la presión es constante y aún no

hay presencia de gases de combustión en la cámara. Tras el encendido la presión empieza a elevarse y se observa el primer punto de inflexión. Este punto es llamado “punto de ignición”. La segunda fase o “tiempo de combustión” empieza en el “tiempo de ignición” y allí la presión comienza a elevarse, mientras la llama avanza a lo largo de la muestra y produce productos gaseosos a una velocidad constante. Cuando todo el propelente se ha consumido y la generación de gases, los procesos termodinámicos y el incremento de presión se detienen se presenta el segundo punto de inflexión denominado “tiempo de extinción” y aquí termina el “tiempo de combustión”. En el proceso final o “fase de post-ignición” la presión en el interior de la cámara empieza a disminuir lentamente hasta alcanzar el equilibrio con la presión del gas inerte utilizado para presurizar el recipiente, más el incremento de presión generado por los gases de combustión y por el ligero aumento de temperatura que se da mientras se quema la muestra de propelente [2]. Todo el proceso se ilustra en la Figura 2.12.

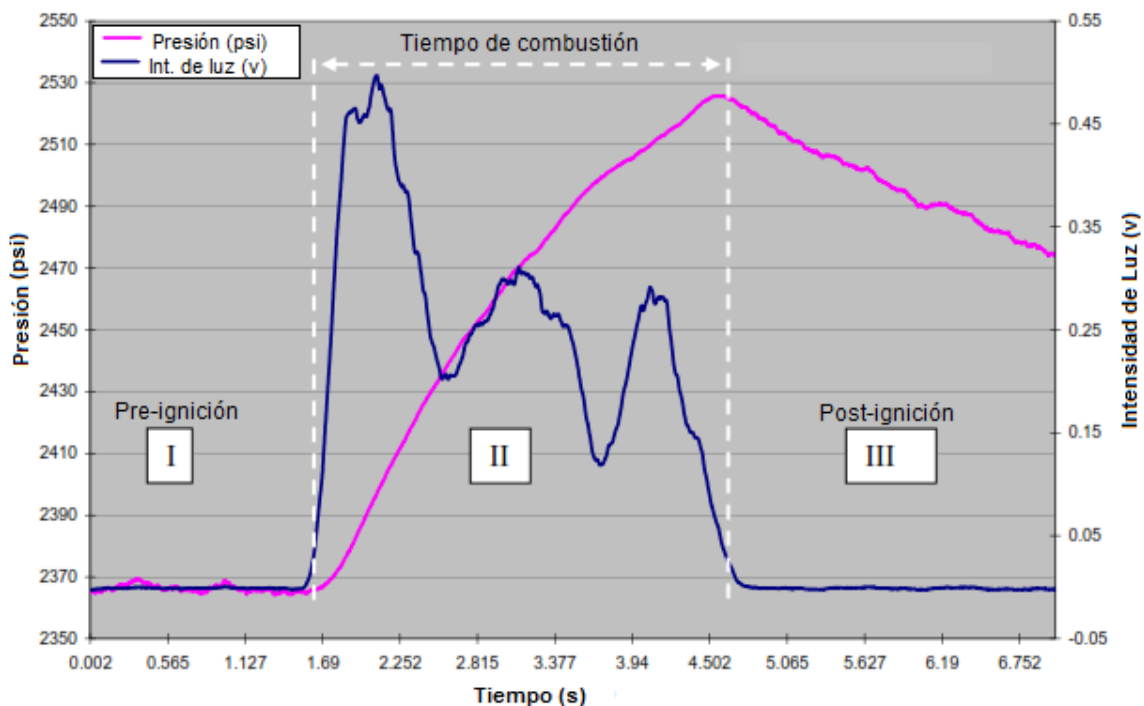


Figura 2.12 Fases de la combustión de una muestra de propelente sólido. Adaptado de [2].



## 2.15 CONCLUSIONES

Aunque según las fuentes consultadas el valor más exacto de la tasa de combustión se obtiene usando un motor cohete a escala completa, los costos y la infraestructura requerida para hacer este tipo de pruebas no están dentro del alcance de este proyecto de investigación, sin embargo también se puede ver que las pruebas para propelentes sólidos que se realizan en una bomba *Crawford* son completamente validas en la actualidad aunque los valores obtenidos sean entre un 4 y un 12% más bajos. En este caso, la bomba *Crawford* ayudará a explorar nuevas formulaciones de propelentes sólidos y a estimar la viabilidad de su uso en los motores cohete, ya que se pretende evaluar a futuro motores cohete reales, lo que sin duda alguna permitirá obtener valores más precisos de la tasa de combustión. También se deduce de la literatura consultada que el método más adecuado para evaluar la tasa de combustión en el dispositivo que se va a utilizar es el TOT, ya que en las pruebas se puede medir fácilmente la longitud de la muestra antes de posicionarla en el dispositivo y el tiempo de combustión se estima por medio de una técnica que emplea un sensor infrarrojo (IR) para captar el inicio y la terminación de la llama que genera la muestra, lo que permite hallar los dos parámetros requeridos para calcular el valor de esta propiedad.

### **3. DISEÑO DE BOMBA CRAWFORD**

#### **3.1 DESCRIPCIÓN DEL DISPOSITIVO**

La bomba *Crawford* es un recipiente a presión diseñado para medir la tasa de combustión de propelentes sólidos. El recipiente está dotado de ventanas translucidas para observar el fenómeno de combustión y porta probetas del propelente que permiten su sujeción mientras se consume durante la combustión. La bomba dispone de un sistema de ignición y un dispositivo óptico o sensor infrarrojo que permite medir el tiempo de combustión de la probeta. El recipiente dispone de un sistema de control de la presión y atmosfera de la zona de combustión mediante un gas de inerte (generalmente argón o nitrógeno).

#### **3.2 REQUISITOS FUNCIONALES**

##### **3.2.1 DATOS DE ENTRADA**

La bomba se diseña para una presión de operación  $P_o$  de 2700 psi y un volumen aproximado de 79.76 pulg<sup>3</sup> (1.3 litro aproximadamente), por lo tanto, el diseño del recipiente se hace teniendo en cuenta la norma ASME BPVC sección 8 división 1 usada para el diseño de recipientes a presión [19]. Esta norma aplica para recipientes que operen a presiones mayores a 15 psi y menores a 3000 psi.

El volumen interno del recipiente debe ser pequeño para evitar el consumo excesivo del gas inerte que se usa para presurizar el recipiente. Es importante que el cambio de presión entre el inicio y el final de la combustión no sea grande debido a los gases que se generan, por lo cual este recipiente tiene un volumen un poco mayor a los que se utilizan más comúnmente para este tipo de dispositivo.

##### **3.2.2 VENTANAS PARA OBSERVACIÓN Y UBICACIÓN DE FOTORRECEPTOR**

Con el fin de observar el fenómeno de combustión y medir externamente el tiempo de combustión la bomba debe tener mínimo tres ventanas translucidas de un

material altamente resistente a la compresión y al corte de un diámetro mínimo de 1 pulgada.

### **3.2.3 CONEXIONES DE TUBERÍA**

El recipiente deberá tener dos conexiones NPT para el suministro y desalojo del gas que controlará el ambiente interno de la bomba.

### **3.2.4 GAS PARA PRESURIZACIÓN A ALTA PRESIÓN**

Debe ser un gas inerte que no reaccione con ningún componente del propelente y pueda generar explosiones o deflagraciones dentro del recipiente. La presión de suministro del gas debe ser alta para simular las condiciones en el interior de la cámara de combustión de los motores cohete y se debe utilizar un regulador para poder realizar la prueba a diferentes presiones. En la mayoría de las ocasiones se utiliza el nitrógeno para presurizar el tanque dado que es el de menor costo.

### **3.2.5 REGISTROS DE INSPECCIÓN Y LIMPIEZA**

El dispositivo debe estar dotado de al menos una tapa removible que puede ser con brida o roscada dependiendo del tamaño del registro, que permita acceder al interior del recipiente para realizar tareas de limpieza o mantenimiento.

### **3.2.6 SUJETADOR DE LA MUESTRA DE PROPELENTE**

Se deben realizar una gran cantidad de medidas en corto tiempo para la tasa de combustión, razón por la cual se requiere reemplazar la muestra de propelente rápidamente después de cada prueba. Por este motivo se debe utilizar un dispositivo de sujeción móvil que permita un intercambio rápido y que garantice la estanqueidad del gas que controla la atmosfera de combustión.

## **3.3 CÁLCULOS ESTRUCTURALES DE LA BOMBA**

### **3.3.1 MATERIAL**

Existen diversos materiales en lámina recomendados por la ASME BPVC en la sección 2 parte D para fabricar los recipientes a presión [27], sin embargo debido a los costos y a que son materiales escasos en este país, sumado esto a la

imposibilidad de doblar estas láminas al radio requerido, se optó por escoger el acero de baja aleación AISI SAE 4140 que puede cumplir con esta función y que se consigue localmente. Las propiedades de este material se muestran en la Tabla 3.1.

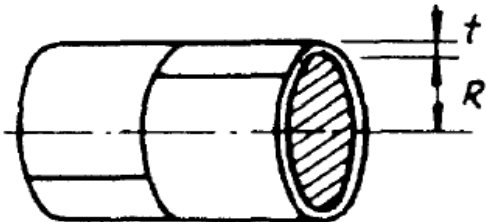
**Tabla 3.1 Propiedades del material**

VARIABLE	SÍMBOLO	VALOR	UNIDAD	REFERENCIA
Esfuerzo normal último	$\sigma_u$	89000	psi	"Norton" [28]
Módulo de elasticidad	E	$30.5 \times 10^6$	psi	
Coefficiente de Poisson	$\nu$	0.3		
Densidad	$\rho$	0.28	Lb/pulg <sup>3</sup>	
Esfuerzo cortante último	$T_u$	44500	psi	

### 3.3.2 CÁLCULOS DIMENSIONALES DEL CUERPO LONGITUDINAL DEL RECIPIENTE

Si se considera la Sección VIII, división I del código ASME, y se supone un recipiente con presión de diseño interna de 2970 psi, un diámetro interno de 3.5 pulgadas y un volumen de recipiente de 79.76 pulg<sup>3</sup> se procede a calcular el espesor mínimo de pared requerido y las características físicas de sus diversas partes. En función del volumen necesario de almacenamiento se establece el valor de la longitud interna del cuerpo del recipiente igual a 8.29 pulgadas. En Tabla 3.2 se detallan las especificaciones geométricas del recipiente.

Tabla 3.2 Cálculos dimensionales casco

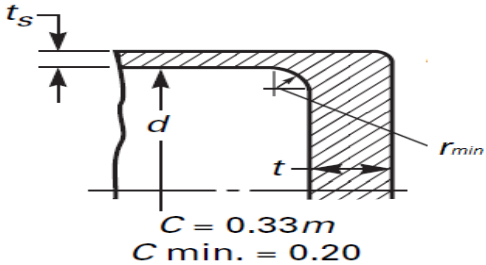
VARIABLE	SIMBOLO	ECUACIÓN	VALOR	UNIDAD	REFERENCIA
Presión de diseño	P	$P_0+0.1P_0$	2970	psi	"Megyesy " pág. 15 [29]
Diámetro interior del recipiente	$D_i$		3.5	pulg	
Longitud interna del recipiente	L	$\frac{4V}{\pi * D_i^2}$	8.29	pulg	
Margen por corrosión	c		0.13	pulg	"Stewart" pág. 9 [30]
Factor de seguridad	F.S		3.50		"Arnold" [31]
Esfuerzo admisible del material	S	$\sigma_u/F.S$	25428.57	psi	
Eficiencia de la soldadura	E		1		"Megyesy " pág. 142 [29]
Radio interior del recipiente más margen de corrosión	R	$D_i/2+c$	1.88	pulg	
Espesor del casco	t	$\frac{PR}{SE - 0.6P}$	0.24	pulg	"ASME BPVC section 8 div 1" pág. 19 [19]
Espesor más el margen de corrosión	$t_c$	$t+c$	0.36	pulg	
Presión máxima de trabajo permitida	$P_M$	$\frac{SEt_c}{R + 0.6t_c}$	4383.4	psi	"Megyesy " pág. 18 [29]
					
Diámetro medio del recipiente	D	$D_i+t$	3.74	pulg	"Megyesy " pág. 14 [29]
Esfuerzo longitudinal en el casco	$S_1$	$\frac{PD}{4t}$	11777.6	psi	
Esfuerzo tangencial en el casco	$S_2$	$\frac{PD}{2t}$	23555.1	psi	
Diámetro exterior del recipiente	$D_e$	$D_i+2t_c$	4.22	pulg	
Diámetro exterior seleccionado	$D_{e-s}$		4.5	pulg	
Espesor definitivo	$t_d$	$(D_{e-s}-D_i)/2$	0.5	pulg	

Una vez realizados los cálculos, se estableció que el espesor mínimo de las paredes del recipiente debe ser de 0.5 pulg. Durante el cálculo se tiene en cuenta la pérdida de espesor por la corrosión al interior y exterior del recipiente.

### 3.3.3 ESPESOR DE LA TAPA LATERAL

Un extremo del recipiente va ser de fondo plano solidario con el cuerpo longitudinal del recipiente. Según la norma ASME BPVC sección 8 división 1 [19], se determinan las características físicas de la tapa. En la Tabla 3.3 se resumen las especificaciones dimensionales de la tapa del recipiente.

Tabla 3.3 Cálculos dimensionales tapa plana



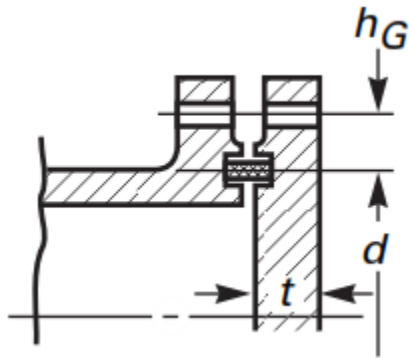
VARIABLE	SÍMBOLO	ECUACIÓN	VALOR	UNIDAD	REFERENCIA
Constante según el tipo de tapa	c		0.33		"ASME BPVC section 8 div. 1 " pág. 35 figura UG-34 [19]
Radio mínimo de redondeo	$r_{min}$		0.39	pulg	
Espesor de la tapa	t	$D_i \sqrt{\frac{cP}{SE}}$	0.69		
Profundidad de perforación en la tapa	pf		0.98	pulg	
Espesor definitivo tapa plana solidaria <sup>3</sup>	$t_{tps}$	t+pf	1.67	pulg	

### 3.3.4 ESPESOR DE LA BRIDA

El otro extremo del recipiente a presión será una brida ciega, en la Tabla 3.4 se muestran todos los cálculos para hallar el espesor de la brida.

<sup>3</sup> Como se va a perforar un agujero de 44.5 mm (1.75 pulg) de diámetro y de 25 mm (0.98 pulg) de profundidad para poner una ventana de policarbonato en esta tapa, se le suma este espesor a la tapa.

Tabla 3.4 Cálculos brida



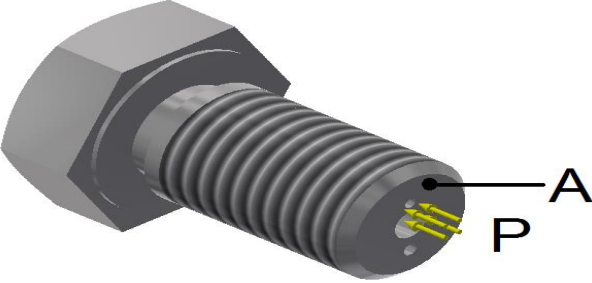
VARIABLE	SIMBOLO	ECUACIÓN	VALOR	UNIDAD	REFERENCIA
Constante según el tipo de tapa	c		0.3		"ASME BPVC section 8 div. 1" pág. 35 figura UG-34 [19]
Presión de diseño	P		2970	psi	
Factor de seguridad	F.S		3.50		"Arnold" [31]
Esfuerzo admisible del material	S	$\sigma_u/F.S$	25428.57	psi	
Eficiencia de la soldadura	E		1		"Megyesy " pág. 142 [29]
Distancia radial entre centro de la ranura del O-ring y centro del agujero de los pernos	$h_g$		0.591	pulg	"ASME BPVC section 8 div. 1" pág. 35 figura UG-34 [19]
Diámetro hasta la ranura del O-ring	d		5.67	pulg	
Constantes del empaque por material y forma	m		1	psi	"ASME BPVC section 8 div. 1" pág. 402 figura table 2-5.1 [19]
	y		200	psi	
Ancho del empaque	w		0.236	pulg	
Ancho efectivo del empaque	b	$w/8$	0.0295	pulg	"ASME BPVC section 8 div. 1" pág. 404 figura table 2-5.2 [19]
Ancho básico del empaque	$b_0$	$b=b_0$ si $b < 1/4$ " $b=\sqrt{b_0}/2$ si $b > 1/4$ "	0.0295	pulg	
Mínima carga requerida para el perno a condiciones de operación	$W_{m1}$	$0.785d^2P+2b\pi d*m*P$	75137.7	lb	"ASME BPVC section 8 div. 1 " pág. 401 [19]
Mínima carga requerida para el	$W_{m2}$	$\pi b*d*y$	105.1	lb	

perno en la condición de asentamiento					
Carga de los pernos para condiciones de operación o asentamiento	W	Valor mayor de Wm1 o Wm2	75137.7		
Espesor de la brida	t	$d \sqrt{\frac{cP}{SE} + \frac{1.9Wh_g}{SEd^3}}$	1.3	pulg	"ASME BPVC section 8 div. 1 " pág. 34 [19]

### 3.3.5 RESISTENCIA A CORTANTE DEL SUJETADOR DEL PROPELENTE

Los cálculos para la rosca del sujetador se muestran en la Tabla 3.5.

**Tabla 3.5 Resistencia a cortante del sujetador del propeleante**

					
VARIABLE	SIMBOLO	ECUACION	VALOR	UNIDAD	REFERENCIA
Diámetro del área donde actúa la presión	d		0.88	pulg	
Área sobre la que actúa la presión	A	$\frac{\pi d^2}{4}$	0.61	pulg <sup>2</sup>	
Fuerza sobre la tapa roscada	F	P*A	1806.4	Lb	
Diámetro de raíz de la rosca	d <sub>r</sub>		0.8917	pulg	pág. 816-828 "Norton" [28]
Diámetro nominal de la rosca	d <sub>n</sub>		1.0	pulg	
Constante roscas UNS para el tornillo	W <sub>i</sub>		0.8		
Constante roscas UNS para la tuerca	W <sub>a</sub>		0.88		
Número de hilos por pulgada	# de hilos		12		
Paso de la rosca	p	1/# de hilos	0.083	pulg	
Longitud roscada	L <sub>t</sub>		1	pulg	



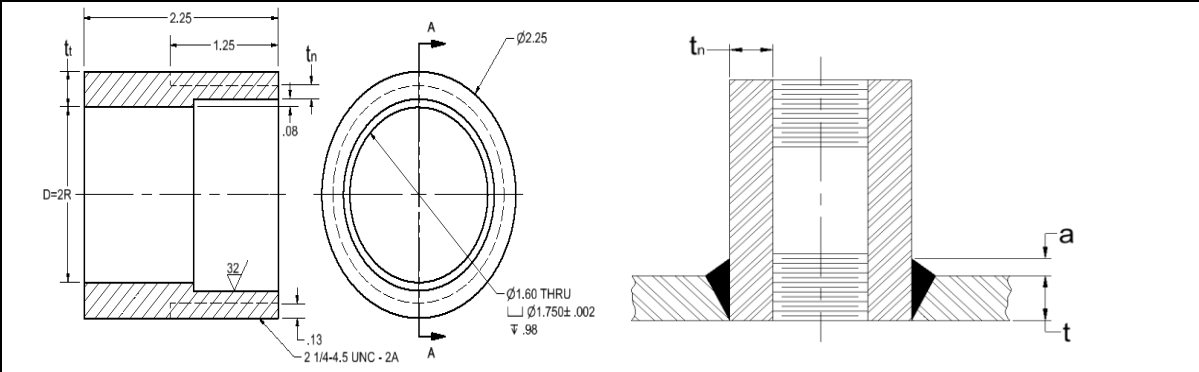
Número de filetes en contacto entre la tuerca y el tornillo	$N_f$	$L_r/p$	12		
Número de filetes que toman la carga	$n_f$	$1 \leq n_f \leq N_f$	8		
Área a cortante de los dientes para rosca del tornillo	$A_{\text{tornillo}}$	$\pi * d_r * W_i * p * n_f$	1.5	pulg <sup>2</sup>	
Área a cortante de los dientes para rosca de la tuerca	$A_{\text{tuerca}}$	$\pi * d * W_a * p * n_f$	1.84	pulg <sup>2</sup>	
Esfuerzo cortante en los dientes de la tapa roscada	$T_{\text{tornillo}}$	$F/A_{\text{tornillo}}$	1209.1	psi	
Esfuerzo cortante en los dientes del cuerpo	$T_{\text{tuerca}}$	$F/A_{\text{tuerca}}$	980.1	psi	
Factor de seguridad tornillo	$F.S_{\text{tornillo}}$	$T_u/T_{\text{tornillo}}$	36.8		
Factor de seguridad tuerca	$F.S_{\text{tuerca}}$	$T_u/T_{\text{tuerca}}$	45.4		

Aunque en ambos casos da un factor de seguridad muy superior a 4, no se reduce el diámetro porque se recomienda que la longitud roscada sea aproximadamente igual al diámetro de la rosca en los tornillos (“ver Norton [28] pág. 828”).

### 3.3.6 ACCESORIO PARA VENTANA

Se hacen dos perforaciones en el casco de la bomba *Crawford* de 57.2 mm (2.25 pulg) para ubicar dos accesorios que se utilizarán como ventanas para observar la combustión. “Según Megyesy [29]” las perforaciones no tienen límite de tamaño mientras estén reforzadas adecuadamente y además los accesorios no requieren refuerzo si su diámetro no es superior a 2.375 pulg y el recipiente tiene un espesor superior a 3/8 pulg (ASME BPVC *section 8 div. 1*). Los cálculos para el accesorio se presentan en la Tabla 3.6.

**Tabla 3.6 Cálculo de accesorio para ventana**



VARIABLE	SÍMBOLO	ECUACIÓN	VALOR	UNIDAD	REFERENCIA
Espesor del recipiente menos el margen de	t		0.24	pulg	"Megyesy" pág. 103 [29].
Radio interior de la parte a presión <sup>4</sup>	R		0.80	pulg	
Espesor de pared de accesorio menos margen de corrosión	t <sub>n</sub>	$\frac{PR}{SE - 0.6P}$	0.10	pulg	
Espesor total de la boquilla	t <sub>t</sub>	t <sub>n</sub> +0.13+0.08	0.31	pulg	
Altura del cordón de soldadura	a	mínimo de t,t <sub>t</sub> o 0.375	0.25	pulg	

### 3.3.7 ESFUERZO EN VENTANA DE POLICARBONATO

El recipiente tiene 3 ventanas de policarbonato de 1.75 pulg y 0.98 pulg de longitud y el cálculo de los esfuerzos se muestran en la Tabla 3.7.

**Tabla 3.7 Esfuerzo en ventana de policarbonato**



VARIABLE	SIMBOLO	ECUACIÓN	VALOR	UNIDAD	REFERENCIA
Esfuerzo último normal del policarbonato	$\sigma_u$		12000	psi	"Norton" tabla c-11 pág. 950 [28]
Esfuerzo admisible normal en el policarbonato	$\sigma_{adm}=P$		2970	psi	
Factor de seguridad de la ventana de policarbonato <sup>5</sup>	F.S	$\sigma_u/\sigma_{adm}$	4.04		

<sup>4</sup> R es el radio interior de la parte del accesorio que está sometida a presión, ya que la ranura de 1.75 pulg de diámetro es para alojar la ventana de policarbonato

### 3.3.8 CÁLCULO DE ESFUERZO CORTANTE EN ROSCAS PARA LA VENTANA Y LA TAPA DE LA VENTANA

Los cálculos para las roscas de la ventana y su tapa se muestran en la Tabla 3.8.

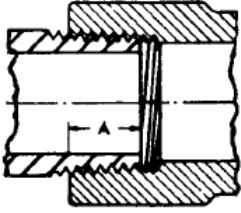
**Tabla 3.8 Cálculo de roscas para la ventana y la tapa ventana**

VARIABLE	SIMBOLO	ECUACIÓN	VALOR	UNIDAD	REFERENCIA
Diámetro de ventana de policarbonato	$d_{pc}$		1.75	pulg	
Área transversal de ventana de policarbonato	$A_{pc}$	$\frac{\pi d_{pc}^2}{4}$	2.41	pulg <sup>2</sup>	
Fuerza sobre ventana de policarbonato	$F_{pc}$	$P \cdot A_{pc}$	7143.7	Lb	
Diámetro de raíz de la rosca	$d_r$		1.9613	pulg	pág. 816-828 "Norton" [28]
Diámetro nominal de la rosca	$d_n$		2.25	pulg	
Constante roscas UNS para el tornillo	$W_i$		0.8		
Constante roscas UNS para la tuerca	$W_a$		0.88		
Número de hilos por pulgada	# de hilos		4.5		
Paso de la rosca	$p$	$1/\# \text{ de hilos}$	0.22	pulg	
Longitud roscada	$L_t$		1.25	pulg	
Número de filetes en contacto entre la tuerca y el tornillo	$N_f$	$L_t/p$	5.6		
Número de filetes que toman la carga	$\eta_f$	$1 \leq \eta_f \leq N_f$	4		
Área a cortante de los dientes para rosca del tornillo	$A_{tornillo}$	$\pi \cdot d_r \cdot W_i \cdot p \cdot \eta_f$	4.38	pulg <sup>2</sup>	
Área a cortante de los dientes para rosca de la tuerca	$A_{tuerca}$	$\pi \cdot d \cdot W_a \cdot p \cdot \eta_f$	5.53	pulg <sup>2</sup>	
Esfuerzo cortante en los dientes de la tapa roscada	$T_{tornillo}$	$F/A_{tornillo}$	1630.4	Lb/pulg <sup>2</sup>	
Esfuerzo cortante en los dientes del cuerpo	$T_{tuerca}$	$F/A_{tuerca}$	1292.0	Lb/pulg <sup>2</sup>	
Factor de seguridad tornillo	$F.S_{tornillo}$	$T_u/T_{tornillo}$	27.3		
Factor de seguridad tuerca	$F.S_{tuerca}$	$T_u/T_{tuerca}$	34.4		

El factor de seguridad es bastante grande pero no se disminuye la longitud roscada ya que se recomienda que la longitud de la rosca sea de al menos 0.5d si la tuerca y el tornillo están hechos del mismo material ("ver Norton [28] pág. 828").

<sup>5</sup> Para estas ventanas no hay una norma que indique el factor de seguridad apropiado pero un valor de 4 es aceptable teniendo en cuenta que el dispositivo difícilmente operara a esta presión ya que las pruebas se hacen generalmente a una presión inferior a la de trabajo.

Las perforaciones para tubería NPT que se hicieron en las dos tapas planas fueron de ¼ pulg ya que no es conveniente una tubería de gran diámetro porque esto aumentaría el gasto de gas inerte. Las perforaciones se hicieron de acuerdo a la Figura 3.1.



Tamaño nominal del tubo	Dimensión A, pulgadas	Tamaño nominal del tubo	Dimensión A, pulgadas
1/8	1/4	3-1/2	1-1/16
1/4	3/8	4	1-1/8
3/8	3/8	5	1-1/4
1/2	1/2	6	1-5/16
3/4	9/16	8	1-7/16
1	11/16	10	1-5/8
1-1/4	11/16	12	1-3/4
1-1/2	11/16		
2	3/4		
2-1/2	15/16		
3	1		

Figura 3.1 Longitud para junta hermética [29].

Para validar los cálculos manuales del recipiente a presión se hizo un análisis de elementos finitos, esto para tener la certeza de que el ensamble completo de la bomba resiste las condiciones de operación del recipiente. A continuación se detalla dicho análisis

### 3.4 VALIDACIÓN ESTRUCTURAL DE BOMBA CRAWFORD POR MEDIO DE ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS

Uno de los requisitos funcionales de la bomba Crawford es que debe ser rígida y resistente ante la presión de operación, por tanto, para garantizar su integridad estructural se realizó un análisis estático lineal en el software de elementos finitos

ANSYS con el fin de identificar las zonas críticas de la bomba y comprobar los espesores de cada componente que se definieron previamente con base a la norma ASTM. En la Figura 3.2 se muestra el explosionado de la bomba Crawford objeto del análisis.

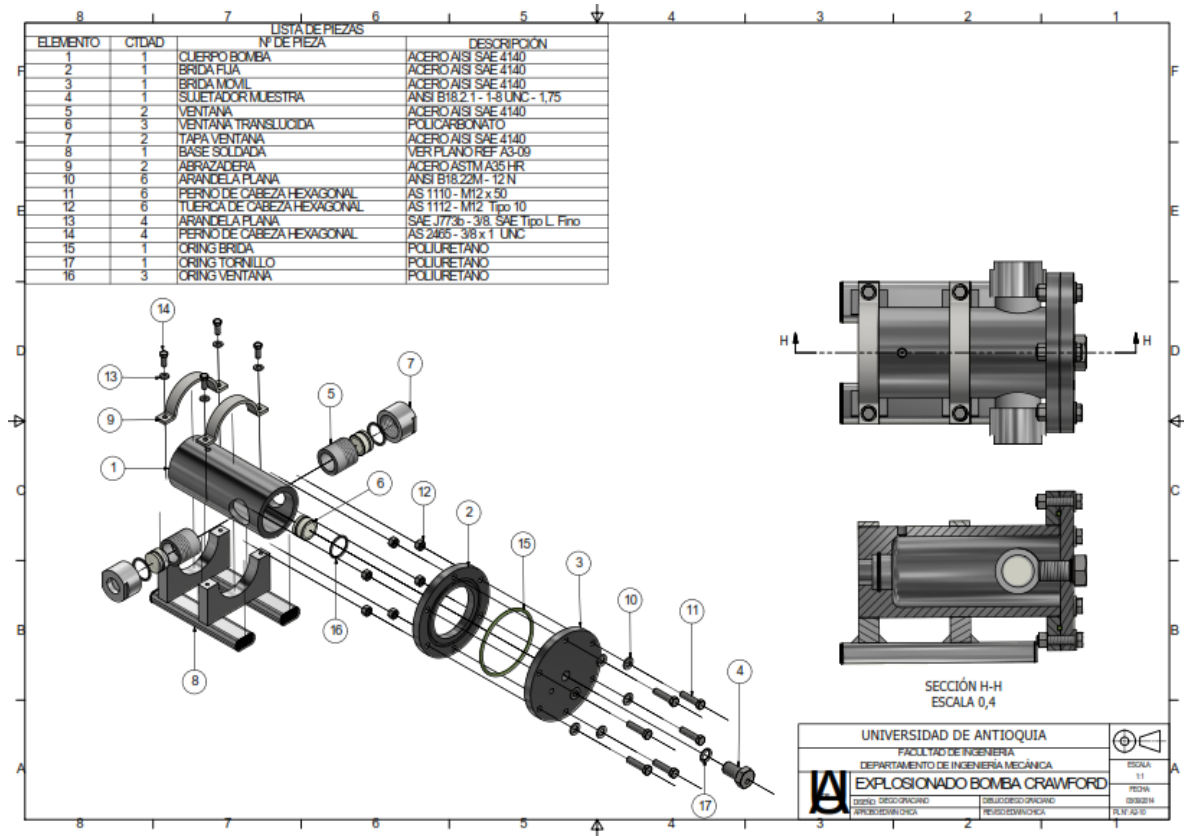
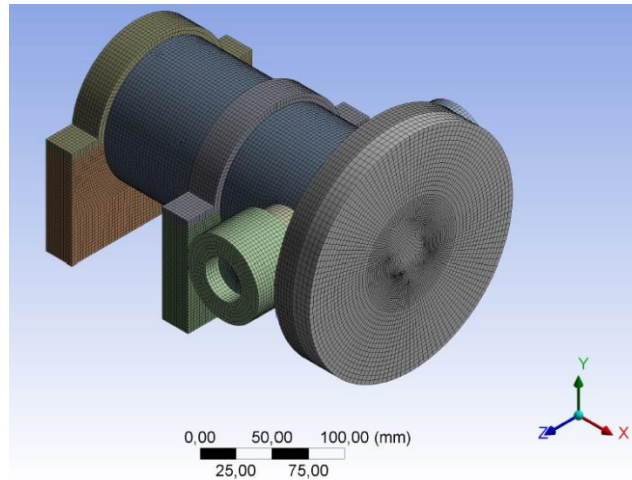


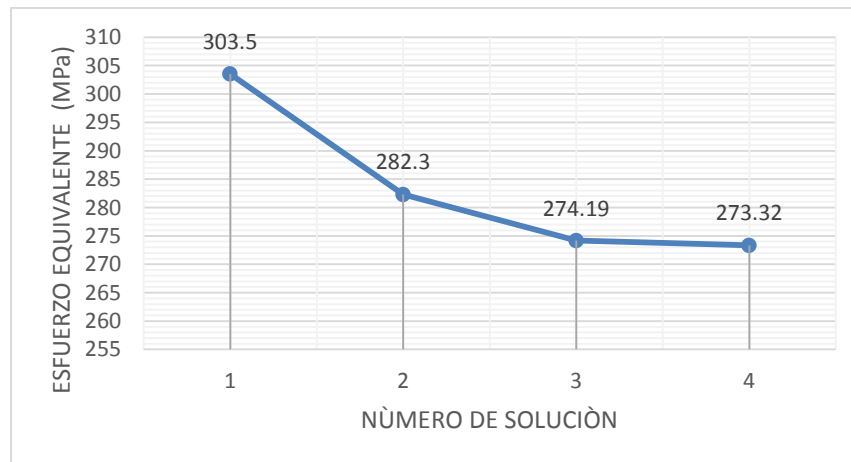
Figura 3.2 Bomba Crawford

La carga aplicada a la bomba corresponde a una presión interior de 3000 psi (20.7 MPa) que se encuentra distribuida uniformemente sobre toda la superficie interior de la bomba. Adicionalmente se tuvo en cuenta la gravedad para considerar el peso propio de la bomba. Las restricciones impuestas al modelo corresponden a una fijación de las traslaciones y rotaciones en la parte inferior del soporte de la bomba. A todas las piezas se les hicieron simplificaciones como la eliminación de chaflanes y algunos agujeros para mejorar el mallado y reducir la complejidad de los cálculos. Las roscas no se simularon, y en su lugar se definieron todos los contactos como rígidos, simulando las uniones soldadas entre los componentes.

Para el mallado del ensamble se utilizaron elementos hexaédricos (Figura 3.3) y mediante el método de convergencia  $H^6$  se logró convergencia de la misma para un modelo con 827992 nodos y 199947 elementos (Figura 3.4).



**Figura 3.3 Mallado de la bomba Crawford**



<sup>6</sup> Al refinar la malla con elementos más pequeños la solución tiende hacia la solución exacta.

	ESFUERZO EQUIVALENTE (MPa)	CAMBIO(%)	NODOS	ELEMENTOS
1	303.5		17363	3387
3	282.3	6.99	49188	11321
4	274.19	2.87	84220	19043
6	273,32	0.32	827992	199947

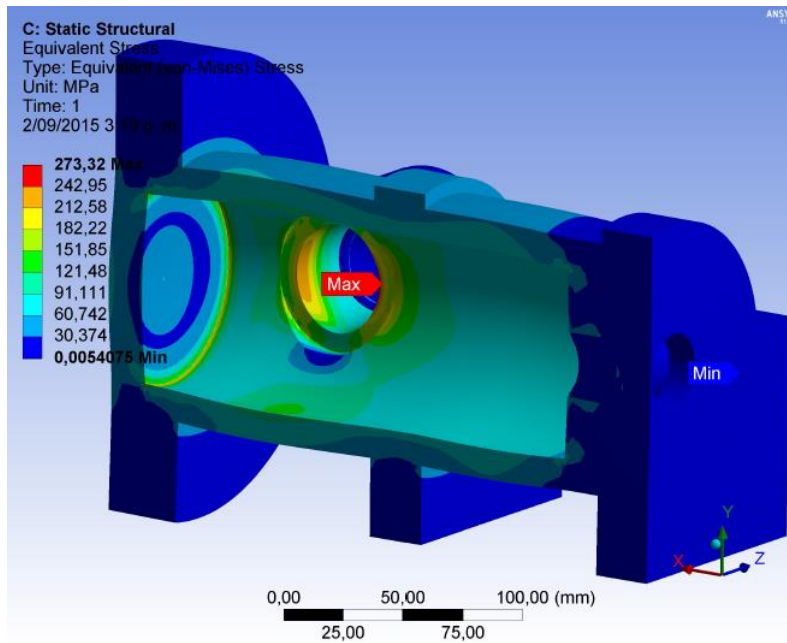
**Figura 3.4 Análisis de convergencia de la solución**

Toda la bomba está hecha de acero AISI SAE 4140, exceptuando las ventanas translucidas que son de policarbonato y los soportes que son de acero ASTM A36 HR. En la Tabla 3.9 se detallan las propiedades del material usado en el análisis.

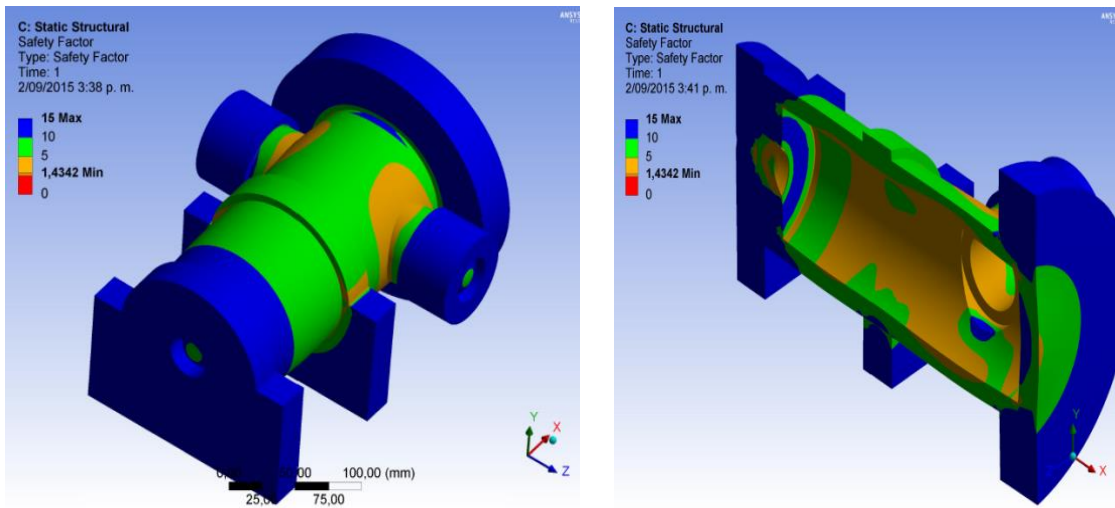
**Tabla 3.9 Propiedades de los materiales**

MATERIAL	ESFUERZO ÚLTIMO $\sigma_u$ (MPa)	ESFUERZO DE FLUENCIA $\sigma_y$ (MPa)	COEFICIENTE DE POISSON $\nu$	DENSIDAD $\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	MÓDULO DE ELASTICIDAD E (GPa)
ACERO AISI SAE 4140	614	392	0.3	7850	210
ACERO ASTM A36 HR	460	250	0.3	7850	200
POLICARBONATO	70	65	0.37	1200	2.3

A partir del análisis estático se identifica que el área de mayor tensión (273.32 MPa) se localiza sobre la parte inferior de la ventana (Figura 3.5). Sin embargo, de acuerdo al criterio de falla de von Mises, se garantiza que no ocurrirá fluencia en los componentes de la bomba para una magnitud de la presión igual a 3000 psi más el peso propio de la bomba dado que el factor de seguridad respecto a la fluencia es aproximadamente 1.43 (Figura 3.6). Además hay que tener en cuenta que generalmente la bomba va a trabajar a presiones inferiores a 3000 psi, ya que la presión máxima que se puede obtener es la que da la pipeta de nitrógeno que es de 2200 psi, por lo cual el factor de seguridad será mucho más alto.



**Figura 3.5 Distribución de esfuerzos de Von Mises**



**Figura 3.6 Factor de seguridad respecto a la fluencia**

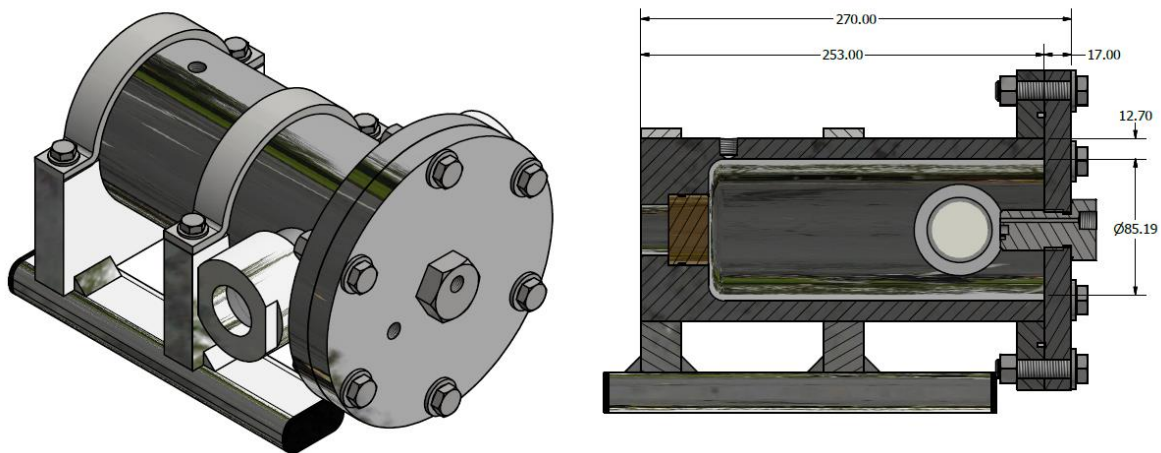
En la Figura 3.6 se observa el lugar donde se presenta el factor de seguridad mínimo en el ensamble que se localiza en la parte interior de la ventana y en los alrededores de la unión entre la ventana y el cuerpo de la bomba, toda esta zona se indica con color naranja y allí el factor de seguridad está entre 1.43 y 5, en las zonas en color azul el factor de seguridad es de 15 o superior ya que el programa no da valores mayores a éste. Hay que tener en cuenta que no se incluyó el



cordón de soldadura que hay alrededor de las ventanas que le daría mayor resistencia a esa zona, además la bomba generalmente va a trabajar a presiones inferiores a 3000 psi. De todo lo anterior se concluye que el dispositivo está adecuadamente diseñado para soportar las cargas de trabajo.

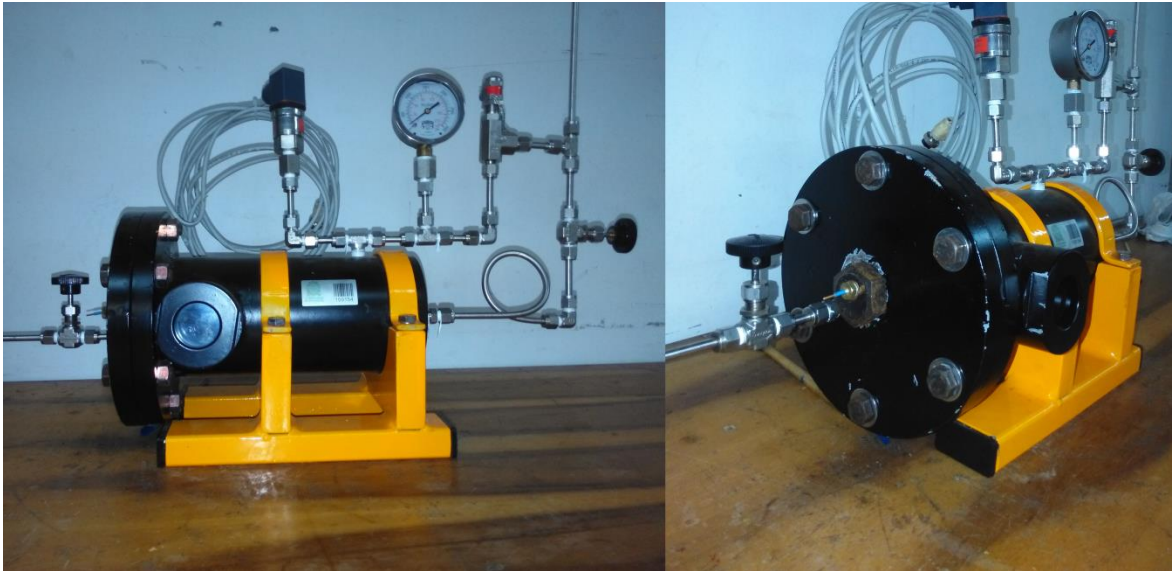
### 3.5 CONCLUSIONES DEL PROCESO DE DISEÑO

Después de realizar los cálculos manuales y de validar el modelo con el método de elementos finitos se procedió a la fabricación del dispositivo, ya que todo indicaba que su funcionamiento sería seguro a las condiciones de operación que se le asignaron. El dispositivo terminado con sus medidas más importantes en mm se muestra en la Figura 3.7.



**Figura 3.7 Bomba Crawford definitiva**

La bomba ya fabricada se muestra en la Figura 3.8 con toda su instrumentación.



**Figura 3.8 Bomba Crawford fabricada**

Finalmente después de construida la bomba fue dotada con tuberías de acero inoxidable de 1/4", y en ellas se ubicaron dos manómetros de glicerina (WINTERS de 1/4") el primero con un rango de presión de 0 a 3000 psi y una incertidumbre de  $\pm 50$  psi que media la presión en el interior de la bomba *Crawford* y el segundo con un rango de presión de 0 a 5000 psi media la presión de suministro de la pipeta de nitrógeno; dos válvulas de aguja (HAM-LET H-300U de 1/4") ubicadas a la entrada y a la salida de la bomba para controlar el flujo de gas que ingresaba y salía de la bomba, y que podían soportar hasta 5000 psi de presión; un transductor de presión (Danfoss MBS 3000) con un rango de medición de 0 a 600 bar, un tiempo de respuesta de 35 ms y con una precisión de 1% FS (linealidad, histéresis y repetibilidad) que enviaba una señal permanente a la tarjeta de adquisición de datos reportando la presión en el interior de la bomba en todo momento , y un sensor IR (detecta luz en una longitud de onda de 760 nm a 1100 nm) , que por medio de una tarjeta de adquisición de datos (NI cRIO-9075), con un módulo para presión NI 9215 con una frecuencia de muestreo de 100 kS/s y con una resolución de 16 bits enviaban una señal permanente durante todo el tiempo de combustión al computador en donde eran procesadas y graficadas respecto al tiempo por una interfaz de visualización basada en LabVIEW. Para garantizar la seguridad del

recipiente se instaló una válvula de seguridad calibrada a 3000 psi (HAM-LET H-900HP de ¼”), que evitaba que se superara la presión de diseño de la bomba. Además para garantizar la estanqueidad del recipiente se usaron empaques de alta presión en las ventanas de policarbonato y en las bridas.

El manómetro de glicerina Winter de 0 a 3000 psi para leer la presión en el interior de la bomba fue calibrado en el laboratorio de operaciones unitarias de la Universidad de Antioquia. En cuanto al sensor IR solo se verificó que detectara el cambio súbito del voltaje que se generaba cuando la llama se encendía y se apagaba, ya que no se requería el valor de esta variable para realizar ningún cálculo y solo la necesitábamos para detectar gráficamente los puntos de inicio y fin de la combustión. La temperatura ambiente se registró con un multímetro digital UNI-T UT50B conectado a la carcasa de la bomba que tenía un rango de medida de -40°C a 1000 °C con un error de  $\pm 1\%$  pero su valor solo se utilizaba como referencia para reportar la tasa de combustión.

## 4. DISEÑO EXPERIMENTAL

### 4.1 DISEÑO DEL EXPERIMENTO

En este proyecto se caracteriza la tasa de combustión de un propelente sólido que utiliza nitrato de potasio como oxidante, resina epóxica como aglutinante/combustible, aluminio como combustible y óxido férrico como catalizador. Para realizar la experimentación se ha fijado la presión en 1000 psi en el interior del dispositivo donde se van a realizar las pruebas a las muestras de propelente sólido para evitar que este parámetro afecte los valores de la variable de salida estudiada en el proyecto, y de esta manera, dicha variable sólo será influenciada por el tamaño de partícula del oxidante y el porcentaje de catalizador que se variarán dentro de los rangos recomendados según la literatura especializada [3, 4]. Así mismo, el porcentaje de combustible también se fijará, ya que en este caso no es objeto de estudio. Se hará un análisis de varianza para un diseño de tratamientos con dos factores. A continuación se describe el diseño experimental que se realizará para evaluar la incidencia que las variables de entrada tienen sobre la tasa de combustión del propelente sólido que se va a caracterizar.

#### ▪ Hipótesis de Investigación

La disminución del tamaño de partícula del oxidante y el aumento del porcentaje de catalizador incrementan la tasa de combustión de un propelente sólido heterogéneo basado en resina epóxica y nitrato de potasio.

#### ▪ Factores

*Factor A:* tamaño de partícula del oxidante. Durante la experimentación se han definido 5 niveles para este factor:

- $a_0 = 53 \mu\text{m}$  de diámetro

- $a_1 = 75 \mu\text{m}$  de diámetro
- $a_2 = 106 \mu\text{m}$  de diámetro
- $a_3 = 150 \mu\text{m}$  de diámetro
- $a_4 = 180 \mu\text{m}$  de diámetro

*Factor B:* porcentaje de catalizador ( $\text{Fe}_2\text{O}_3$ ). Para este factor se han definido 3 niveles:

- $b_0 = 0.8 \%$   $\text{Fe}_2\text{O}_3$
- $b_1 = 1.6 \%$   $\text{Fe}_2\text{O}_3$
- $b_2 = 3.0 \%$   $\text{Fe}_2\text{O}_3$

▪ **Variable respuesta**

Tasa de combustión ( $r$ )

▪ **Matriz de diseño de tratamiento**

Arreglo combinatorio para un factorial de  $5 \times 3$ ;  $k=15$  (2 factores, el primero con 5 niveles y el segundo con 3 niveles).

**Tabla 4.1 Tabla de tratamientos**

<b>N°</b>	<b>Tratamiento</b>	<b>Respuesta</b>
1	$a_0b_0$	$Y_{00}$
2	$a_0b_1$	$Y_{01}$
3	$a_0b_2$	$Y_{02}$
4	$a_1b_0$	$Y_{10}$
5	$a_1b_1$	$Y_{11}$
6	$a_1b_2$	$Y_{12}$
7	$a_2b_0$	$Y_{20}$
8	$a_2b_1$	$Y_{21}$
9	$a_2b_2$	$Y_{22}$
10	$a_3b_0$	$Y_{30}$
11	$a_3b_1$	$Y_{31}$
12	$a_3b_2$	$Y_{32}$
13	$a_4b_0$	$Y_{40}$
14	$a_4b_1$	$Y_{41}$
15	$a_4b_2$	$Y_{42}$

Se harán 5 réplicas por tratamiento, por tanto, es necesario realizar 75 ensayos en total.

## **4.2 DATOS OBTENIDOS**

Para hallar la tasa de combustión de cada muestra, es necesario medir su longitud antes de introducirla en la bomba Crawford, luego se enciende, y con la ayuda de un sensor infrarrojo se envían los datos de luz del sensor al computador por medio de la tarjeta de adquisición de datos (TAD) de *National Instruments* (Ref. cRIO-9075). En el computador se grafica la luz emitida contra el tiempo de combustión usando el software Matlab. A partir de esta gráfica se extrae el tiempo de combustión observando el incremento de luz que ocurre cuando se enciende la muestra y su disminución hasta el valor final cuando se extingue la llama. En la Figura 4.1 a Figura 4.3 Se muestran las gráficas de varias de las muestras que fueron quemadas y en ellas están rotulados los tiempos final e inicial del proceso de combustión.

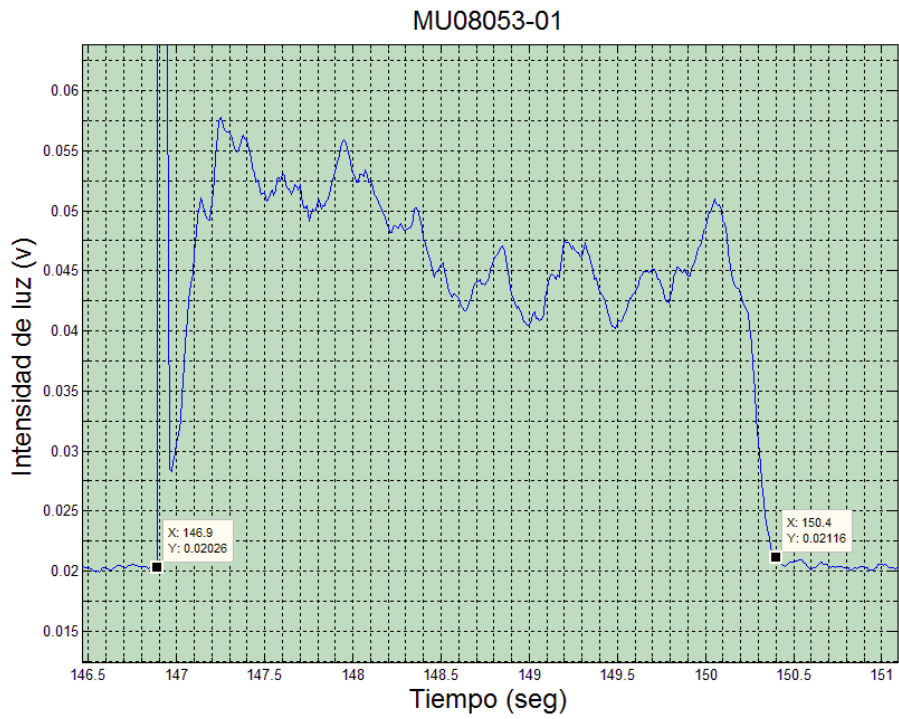


Figura 4.1 Muestra con 0.8% de catalizador y 53 micras de tamaño de partícula.

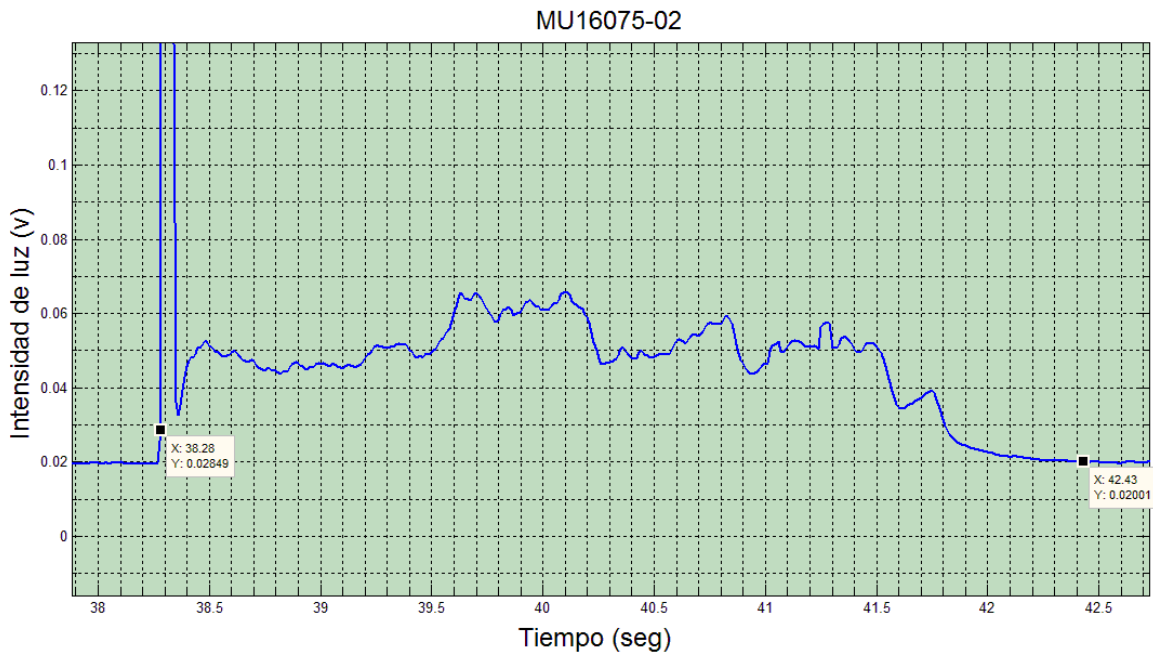
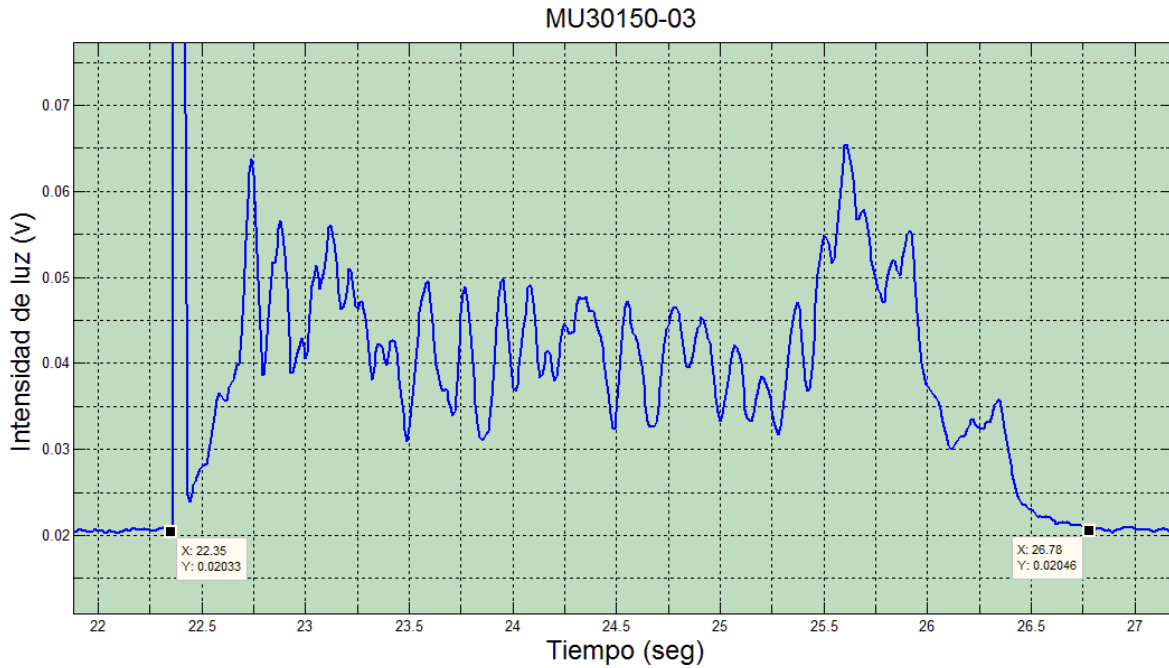


Figura 4.2 Muestra con 1.6% de catalizador y 75 micras de tamaño de partícula



**Figura 4.3 Muestra con 3.0% de catalizador y 150 micras de tamaño de partícula**

En la secuencia de imágenes que se indica en la Figura 4.4, tomada de un video que se hizo en una de las pruebas, se muestra la combustión de una de las muestras de principio a fin. Como se puede observar es difícil ver con nitidez la llama por la alta luminosidad que produce, pero el sensor IR indica con precisión cuando empieza y cuando termina la llama, que es lo que se requiere para conocer el tiempo de combustión.



**Figura 4.4 Combustión de una muestra MU0875-02 de propelente sólido**



Así mismo después de retirar el sujetador de las muestras se observó en muchas de las pruebas que este tipo de propelente dejaba una gran cantidad de residuos que se adherían al sujetador. Este fenómeno es bastante perjudicial ya que estos residuos podrían obstruir la tobera de un motor cohete y además se generaría menos empuje debido a que una gran cantidad de la masa del propelente se pierde en forma de residuos. En la Figura 4.5. Se puede observar este fenómeno.



**Figura 4.5 Residuos en muestra MU16150-01 de propelente**

Este fenómeno se observó en la mayoría de las muestras pero era más evidente a medida que aumentaba el tamaño de partícula. Como se puede observar en la Figura 4.5 en algunos casos los residuos comprendían casi la totalidad de la muestra y en otras ocasiones se presentaban en menor cantidad de color amarillo.

En la Tabla 4.2, Tabla 4.3 y Tabla 4.4 se registran todos los resultados de las mediciones y el resultado de la tasa de combustión para cada muestra. Las muestras se identifican de la siguiente forma:

## **MU08150-01**

Dónde:

MU = Muestra.

08 = Porcentaje de catalizador dividido por 10.

150 = Tamaño de partícula del nitrato de potasio

01 = Número de muestra del lote

**Tabla 4.2 Pruebas con 0.8% de catalizador**

<b>MUESTRA</b>	<b>Longitud (mm)</b>	<b>Tiempo inicio (s)</b>	<b>Tiempo final (s)</b>	<b>t<sub>comb</sub> (s)</b>	<b>r (mm/s)</b>	<b>Incertidumbre r (mm/s)</b>	<b>T (°C)</b>
MU08053-01	27.98	146.91	150.44	3.53	7.93	0.028	25
MU08053-02	27.12	256.31	259.71	3.4	7.98	0.029	26
MU08053-03	26.78	58.24	61.63	3.39	7.90	0.029	27
MU08053-04	26.25	61.74	65.03	3.29	7.98	0.030	27
MU08053-05	26.88	21.86	25.21	3.35	8.02	0.030	26
MU08075-01	27.12	64.16	69.39	5.23	5.19	0.014	25
MU08075-02	26.84	18.53	23.52	4.99	5.38	0.015	26
MU08075-03	26.1	66.48	71.4	4.92	5.30	0.015	27
MU08075-04	25.4	47.46	52.2	4.74	5.36	0.016	27
MU08075-05	25.76	50.41	55.2	4.79	5.38	0.015	28
MU08106-01	27.18	54.66	59.71	5.05	5.38	0.015	25
MU08106-02	26.5	31.9	35.95	4.05	6.54	0.021	25
MU08106-03	27.26	35.9	40.52	4.62	5.90	0.017	25
MU08106-04	26.5	66.96	71.2	4.24	6.25	0.019	26
MU08106-05	25.1	77.6	81.86	4.26	5.89	0.019	26
MU08150-01	25.3	74.63	79.61	4.98	5.08	0.014	22
MU08150-02	25.22	41.73	46.65	4.92	5.13	0.014	23
MU08150-03	24.42	80.52	85.28	4.76	5.13	0.015	23
MU08150-04	24.88	46.55	51.11	4.56	5.46	0.016	24
MU08150-05	24.9	36.48	40.6	4.12	6.04	0.020	24
MU08180-01	26.1	48.93	53.62	4.69	5.57	0.016	24
MU08180-02	26.3	44.37	49.39	5.02	5.24	0.014	24
MU08180-03	26	39.27	44.26	4.99	5.21	0.014	24
MU08180-04	22.54	43.86	48	4.14	5.44	0.018	24
MU08180-05	26.68	49.81	55.07	5.26	5.07	0.013	25

**Tabla 4.3 Pruebas con 1.6% de catalizador**

MUESTRA	Longitud (mm)	tiempo inicio (s)	tiempo final (s)	t <sub>comb</sub> (s)	r (mm/s)	Incertidumbre r(mm/s)	T (°C)
MU16053-01	27.3	35.98	41.63	5.65	4.83	0.012	25
MU16053-02	27.22	34.99	40.95	5.96	4.57	0.011	26
MU16053-03	24.8	115.97	121.96	5.99	4.14	0.010	25
MU16053-04	25	21.93	27.37	5.44	4.60	0.012	25
MU16053-05	26.8	50.24	56.39	6.15	4.36	0.010	25
MU16075-01	26.3	36.08	39.68	3.6	7.31	0.026	21
MU16075-02	27.4	38.28	42.43	4.15	6.60	0.021	21
MU16075-03	26.48	35.98	39.53	3.55	7.46	0.027	21
MU16075-04	26.8	26	30.03	4.03	6.65	0.021	21
MU16075-05	27.4	34.48	38.19	3.71	7.39	0.025	22
MU16106-01	27.2	30.15	34.59	4.44	6.13	0.018	22
MU16106-02	27.5	33.49	37.38	3.89	7.07	0.023	22
MU16106-03	27.4	30.16	34.51	4.35	6.30	0.019	22
MU16106-04	26.6	35.4	39.67	4.27	6.23	0.019	22
MU16106-05	28.4	29.43	34.14	4.71	6.03	0.017	22
MU16150-01	26.28	28.89	33.5	4.61	5.70	0.017	23
MU16150-02	26.8	34.62	39.11	4.49	5.97	0.018	22
MU16150-03	25.2	11.95	16.48	4.53	5.56	0.017	22
MU16150-04	27	30.05	34.84	4.79	5.64	0.016	22
MU16150-05	26.1	90.58	94.99	4.41	5.92	0.018	22
MU16180-01	27	14.38	20.01	5.63	4.80	0.012	23
MU16180-02	27.1	36.9	42.21	5.31	5.10	0.013	23
MU16180-03	27.3	36.56	42.03	5.47	4.99	0.013	23
MU16180-04	27.1	28.04	33.81	5.77	4.70	0.012	24
MU16180-05	25.6	36.81	41.87	5.06	5.06	0.014	23

**Tabla 4.4 Pruebas con 3.0% de catalizador**

MUESTRA	Longitud (mm)	Tiempo inicio (s)	Tiempo final (s)	$t_{comb}$ (s)	$r$ (mm/s)	Incertidumbre $r$ (mm/s)	T (°C)
MU30053-01	27.66	48	51.65	3.65	7.58	0.026	24
MU30053-02	26.38	27	29.81	2.81	9.39	0.041	24
MU30053-03	25.82	33.3	36.49	3.19	8.09	0.032	24
MU30053-04	27.76	24.54	27.53	2.99	9.28	0.038	24
MU30053-05	26.94	36.04	39.27	3.23	8.34	0.032	24
MU30075-01	24.72	28.56	31.75	3.19	7.75	0.031	24
MU30075-02	23.86	31.43	34.62	3.19	7.48	0.030	25
MU30075-03	25.4	27.59	31.05	3.46	7.34	0.027	25
MU30075-04	25.12	20.93	24.3	3.37	7.45	0.028	25
MU30075-05	25.36	32.84	36.33	3.49	7.27	0.027	25
MU30106-01	26.14	35.18	39.36	4.18	6.25	0.020	26
MU30106-02	26.14	40.8	44.73	3.93	6.65	0.022	26
MU30106-03	26.82	27.98	32.47	4.49	5.97	0.018	26
MU30106-04	26	36.87	40.67	3.8	6.84	0.023	26
MU30106-05	27.48	27.47	32	4.53	6.07	0.018	26
MU30150-01	25.42	33.33	37.7	4.37	5.82	0.018	27
MU30150-02	27.92	22.25	27.19	4.94	5.65	0.015	27
MU30150-03	25.92	22.35	26.78	4.43	5.85	0.018	27
MU30150-04	27.22	23.9	28.97	5.07	5.37	0.015	27
MU30150-05	26.78	25.31	30	4.69	5.71	0.016	27
MU30180-01	27.08	43.14	48.59	5.45	4.97	0.013	22
MU30180-02	25.8	43.39	48.95	5.56	4.64	0.012	22
MU30180-03	25.9	42.29	47.46	5.17	5.01	0.014	22
MU30180-04	26.28	40.14	45.34	5.2	5.05	0.014	23
MU30180-05	27.5	35.48	40.84	5.36	5.13	0.013	23

En las tablas anteriores.  $\Delta t$  es el tiempo de la combustión de la muestra (Tiempo final menos tiempo inicial) y  $r$  es la tasa de combustión. Todas las medidas se tomaron a una presión inicial de 1000 psi, dado que la presión promedio en la cámara respecto a la inicial solo registraba incrementos del alrededor del 4 % y que este valor en este primer experimento solo era tomado como referencia.

### 4.3 CÁLCULO DE INCERTIDUMBRE EN LAS MEDIDAS

Para calcular la tasa de combustión únicamente se requieren dos medidas directas, la longitud de la muestra (L), que se midió con un pie de rey con divisiones mínimas de 1 mm y con un nonio de 50 divisiones y el tiempo que se midió con un sensor IR que tomaba datos cada 0.01 segundos, así para el pie de rey la apreciación (n) del instrumento se calculó de la forma siguiente:

$n = \text{división mínima} / \# \text{ de divisiones del nonio}$

$$n = 1 \text{ mm} / 50 = 0.02 \text{ mm.}$$

Para la medición del tiempo se configuró en la tarjeta de adquisición de datos un paso de tiempo de 0.01 s, lo cual es suficiente y está dentro del rango de capacidad de la tarjeta; por lo tanto cada medida de tiempo tendrá la misma incertidumbre.

$$n = 0,01 \text{ s.}$$

También se midieron la presión y la temperatura, pero estos datos se utilizaron como referencia para reportar la tasa de combustión, y en ningún momento intervienen en el cálculo de la variable, por lo tanto su incertidumbre es relativa ya que solo son datos nominales.

Como

$$r = \frac{L}{t_{comb}} \text{ Entonces}$$

$$\Delta r = \left| \frac{1}{t_{comb}} \right| \Delta L + \left| \frac{-L}{t_{comb}^2} \right| \Delta t_{comb}$$

Como ejemplo para la incertidumbre se tomó la muestra MU30053-01 donde:

$$L = (27.66 \pm 0.02) \text{ mm}$$

$t_{\text{comb}}=(3.65 \pm 0.01)\text{s}$  de esta manera

$$r = \frac{27.66 \text{ mm}}{3.65 \text{ s}} = 7.58 \frac{\text{mm}}{\text{s}}$$

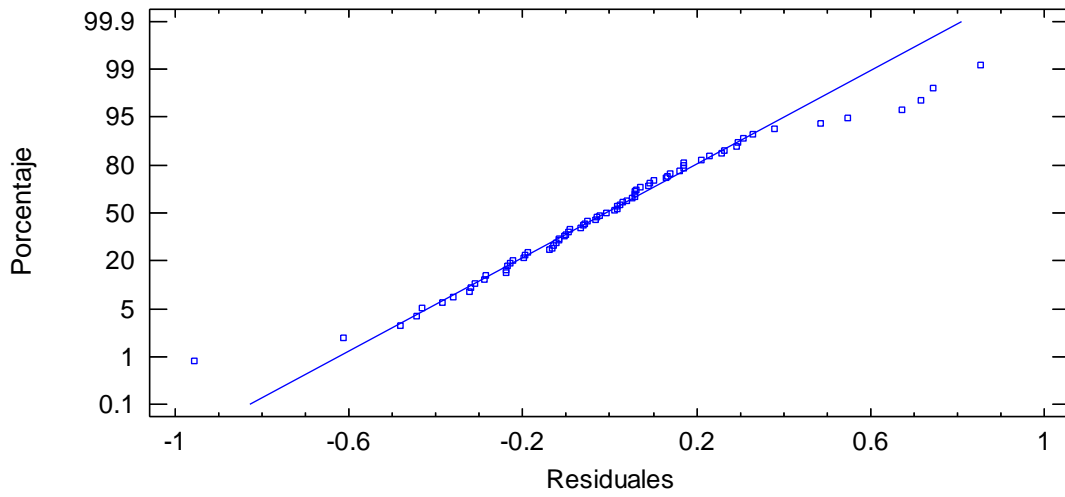
$$\Delta r = \left| \frac{1}{3.65 \text{ s}} \right| 0,02 \text{ mm} + \left| \frac{-27.66 \text{ mm}}{(3.65 \text{ s})^2} \right| 0.01 \text{ s} = 0.026 \frac{\text{mm}}{\text{s}}$$

$$(7.58 \pm 0.026) \frac{\text{mm}}{\text{s}}$$

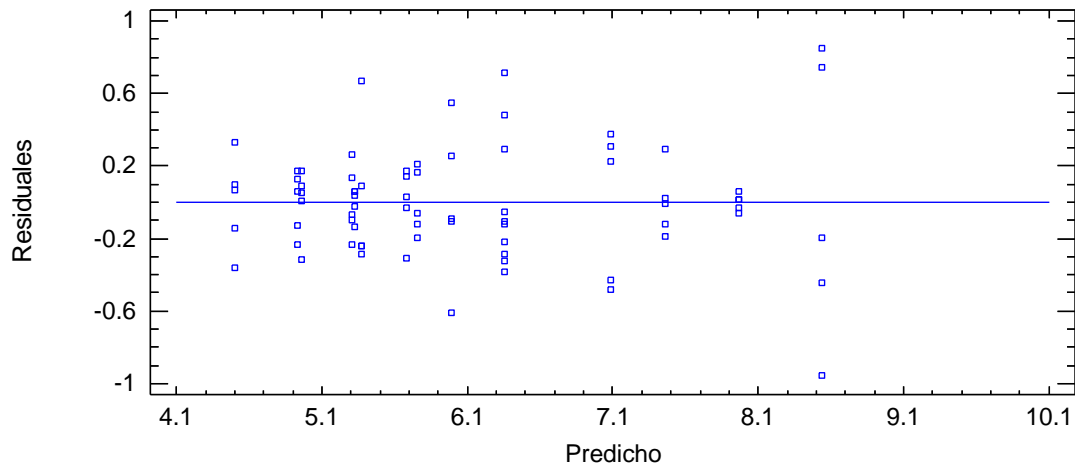
Todas las incertidumbres de las tasas de combustión calculadas , se reportan en la Tabla 4.2, Tabla 4.3 y Tabla 4.4, donde se obtuvo una incertidumbre promedio 0,02 mm/s con una desviación estándar de 0,0070 mm/s, lo que muestra la homogeneidad de los resultados.

#### 4.4 ANÁLISIS DE RESULTADOS

Para analizar los datos obtenidos de la tasa de combustión ( $r$ ) y saber si los factores, porcentaje de catalizador y tamaño de partícula, tenían alguna influencia sobre ella, ya sea de manera individual o interactuando entre ellos. Se hizo un análisis de varianza (ANOVA, por su acrónimo en inglés) para todos los datos en el software *Statgraphics Centurion*. Se tomó como variable dependiente la tasa de combustión, y el porcentaje de catalizador y el tamaño de partícula del oxidante, como los factores. Previamente se validaron los resultados estadísticos por medio de la gráfica de normalidad que se muestra en la Figura 4.6, y que indica que si los residuos siguen una distribución normal, al graficarlos tienden a quedar alineados en una línea recta, y en este caso particular eso es lo que sucede, de esta manera se verifica el primer supuesto. El otro supuesto que se debe verificar es la no existencia de indicios de heterocedasticidad y esto se comprueba por medio de la Figura 4.7 la cual no muestra patrones de comportamiento en los residuales, mostrando así que no hay indicios de problemas de autocorrelación ni heterocedasticidad. En la Tabla 4.5 se resumen los resultados del análisis de varianza.



**Figura 4.6 Gráfica de Normalidad**



**Figura 4.7 Gráfica de residuales para tasa de combustión (r)**

**Tabla 4.5 Tabla ANOVA**

Análisis de Varianza para r-Tipo III suma de cuadrados					
Fuente	Suma de cuadrados	Df	Media de cuadrados	F-Razón	P-Valor
EFECTOS PRINCIPALES					
A:%C	10.0282	2	5.0141	43.33	0.000
B:TP	36.2419	4	9.06047	78.29	0.000
INTERACCIONES					
AB	51.9473	8	6.49342	56.11	0.000
RESIDUAL	6.9434	60	0.115723		
TOTAL (CORREGIDO)	105.161	74			
Todas las razones de F se basan en el error cuadrado medio residual.					

El reporte del resultado en el software *Statgraphics Centurion*, establece que la tabla ANOVA descompone la variabilidad de  $r$  en las contribuciones debidas a varios factores. La contribución de cada factor se mide después de haber eliminado los efectos de los demás factores. Los valores de P indican estadísticamente la influencia de cada uno de los factores (% de catalizador (A) y tamaño de partícula (TP)). En este caso como los tres valores de P son inferiores a 0.05, estos factores tienen un efecto estadísticamente significativo sobre la tasa de combustión, individualmente e interactuando entre ellos con un nivel de confianza del 95.0%.

Para comprender mejor el efecto que tienen los factores sobre la variable dependiente o respuesta, en la Tabla 4.6 se resumen los datos de las pruebas y se halla su coeficiente de variación para la tasa de combustión por medio de *Excel*.



**Tabla 4.6 Resumen de dispersión de datos.**

%CATALIZ	T. Partícula (µm)	Tasa de combustión promedio r(mm/s)	Coefficiente de Variación
0.8	53	7.96	0.6%
	75	5.32	1.5%
	106	5.99	7.3%
	150	5.37	7.6%
	180	5.31	3.7%
1.6	53	4.50	5.8%
	75	7.08	5.9%
	106	6.35	6.5%
	150	5.76	3.1%
	180	4.93	3.6%
3.0	53	8.54	9.1%
	75	7.46	2.5%
	106	6.36	5.9%
	150	5.68	3.4%
	180	4.96	3.8%

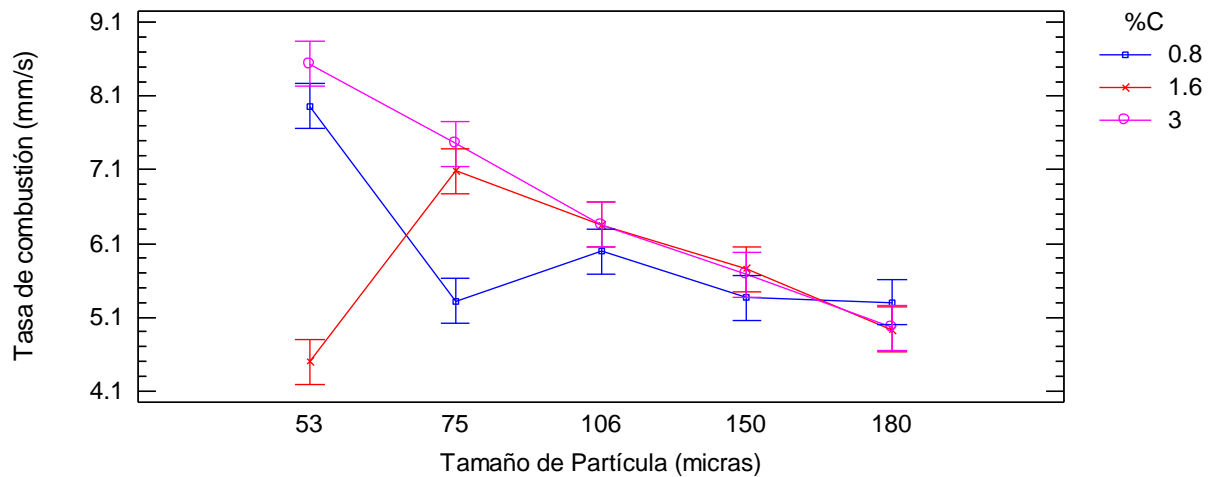
#### **4.4.1 EFECTO DEL TAMAÑO DE PARTÍCULA EN LA TASA DE COMBUSTIÓN**

En la Tabla 4.6 se observan claramente ciertas tendencias como: al disminuir el tamaño de partícula del oxidante, aumenta la tasa de combustión, esto exceptuando los dos valores resaltados que dieron resultados atípicos, y que al parecer obedecieron a errores en la fabricación de las muestras, ya que para el lote con 1,6% de catalizador y 53µm de tamaño de partícula, se repitió la prueba con muestras del mismo lote y los resultados en las tasas de combustión fueron similares entre sí.

El coeficiente de variación calculado en la Tabla 4.6, ayuda a determinar la variabilidad de la distribución muestral, y permite evaluar la calidad estadística de las estimaciones. Un coeficiente de variación inferior al 7% indica que las estimaciones son precisas, y entre el 8 y el 14% significa que existe una precisión aceptable [32]. En este caso particular la mayoría de los coeficientes de variación que se hallaron para la estimación de la tasa de combustión dieron valores

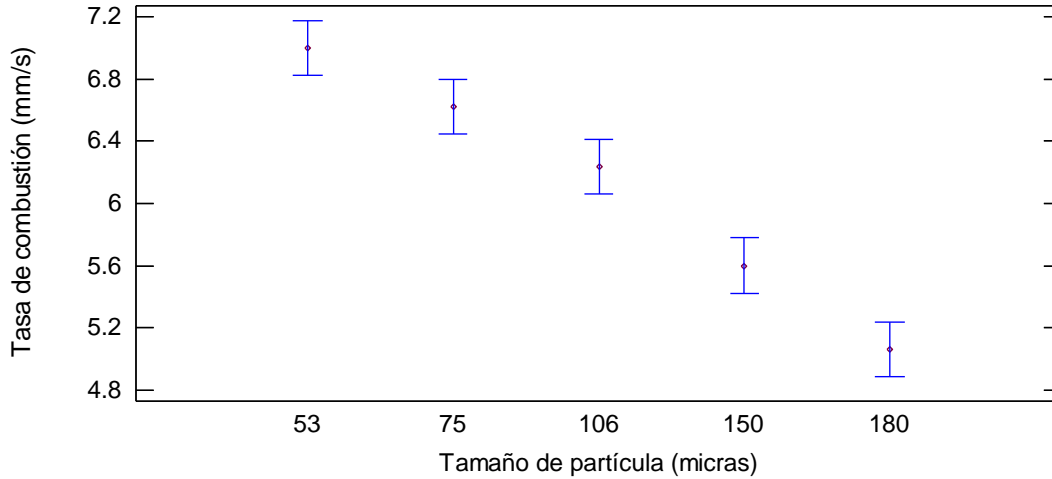
inferiores al 7%, y cuando se sobrepasó, no supero el 9.1%; esto indica que la estimación de la tasa de combustión en las pruebas realizadas, en su mayoría fueron precisas, y en los otros casos fueron aceptables.

Para clarificar más la influencia del tamaño de partícula en la tasa de combustión en la Figura 4.8 se muestran las gráficas de tamaño de partícula vs. tasa de combustión de las muestras, fijando el porcentaje de catalizador.



**Figura 4.8 Gráfica de interacciones de Tamaño de partícula vs tasa de combustión para un intervalo de confianza del 95%**

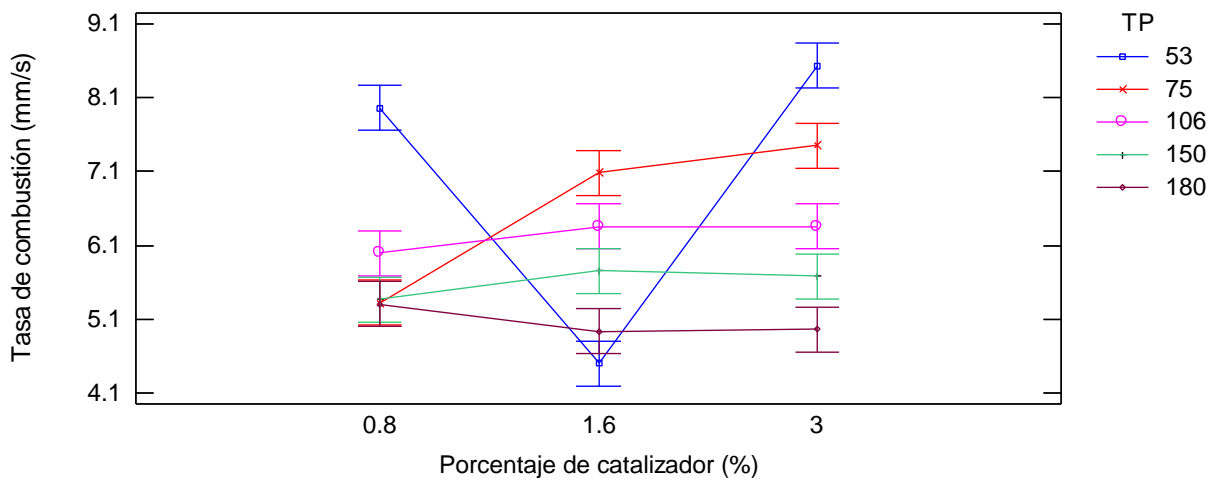
En la Figura 4.8, las gráficas muestran que si se disminuye el tamaño de partícula del oxidante la tasa de combustión aumenta en este tipo de propelente sólido. Esto exceptuando el valor atípico que se presentó para 1,6% de catalizador y 53 $\mu$ m. Esta tendencia se ve más clara en la gráfica de efectos principales, tamaño de partícula vs de tasa de combustión que se muestra en la Figura 4.9.



**Figura 4.9** Medias para la tasa de combustión en función del Tamaño de partícula para un intervalo de confianza del 95%

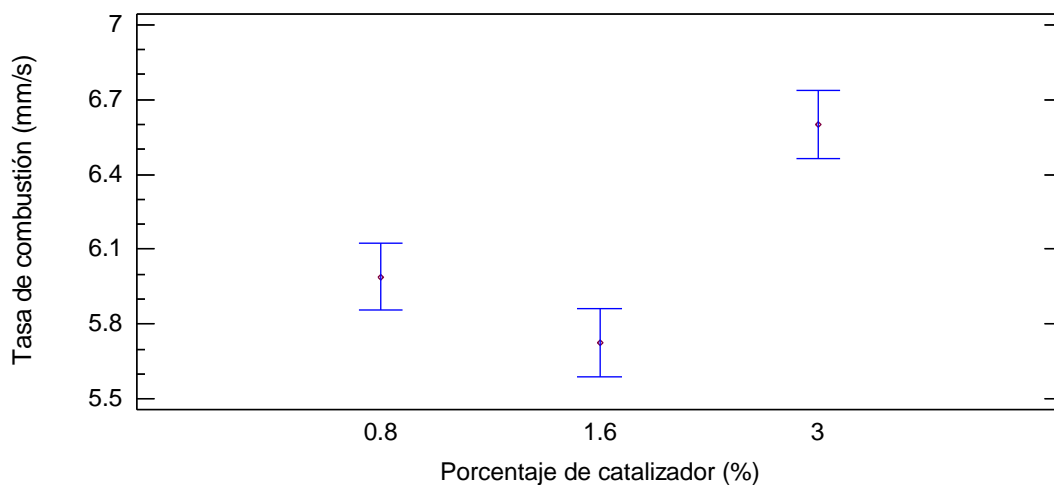
#### 4.4.2 EFECTO DEL PORCENTAJE DE CATALIZADOR EN LA TASA DE COMBUSTIÓN.

Para observar el efecto del porcentaje de catalizador en la tasa de combustión de este propelente sólido se muestra la gráfica de interacciones de porcentaje de catalizador vs la tasa de combustión en la Figura 4.10.



**Figura 4.10** Gráfica de interacciones de Porcentaje de catalizador vs tasa de combustión para un intervalo de confianza del 95%

En la Figura 4.10 las gráficas muestran que para casi todos los tamaños de partícula, el porcentaje de catalizador causa un aumento en la tasa de combustión. El porcentaje donde se alcanza la máxima tasa de combustión no se observa en las gráficas y se requerirían más puntos para determinarlo pero se aprecia que cuando el porcentaje de catalizador se acerca a 3%, la tasa de combustión tiende a bajar o a estabilizarse, pero para 53 $\mu$ m la gráfica no es confiable debido al posible error en la composición de la muestra que contenía 1.6% de catalizador. De la Figura 4.10 se puede concluir que los porcentajes óptimos de catalizador para este tipo de propelente se dan cerca al 3% y que porcentajes por encima de este valor ya no ayudan a mejorar la tasa de combustión. Para tratar de clarificar más el efecto del porcentaje de catalizador en la tasa de combustión, se muestra la gráfica de efectos principales en la Figura 4.11.



**Figura 4.11** Medias para la tasa de combustión en función del Porcentaje de catalizador para un intervalo de confianza del 95%

La Figura 4.11 solo muestra que el porcentaje de catalizador óptimo es cercano a 3%, pero no se puede determinar de ella cual es exactamente el punto donde ocurre el valor máximo, por otro lado el punto correspondiente a un porcentaje de catalizador del 1.6% no es confiable debido al valor atípico que se presentó allí como consecuencia de un posible error de fabricación. De las dos gráficas se puede concluir que los valores óptimos de porcentaje de catalizador están

cercanos al 3% pero se requerirían más puntos para determinar con exactitud sus límites.

#### 4.4.3 EFECTO DEL TAMAÑO DE PARTÍCULA DE OXIDANTE EN EL ÍNDICE DE COMBUSTIÓN

Para poder evaluar el índice de combustión se utilizó la ecuación de *Saint Robert*.

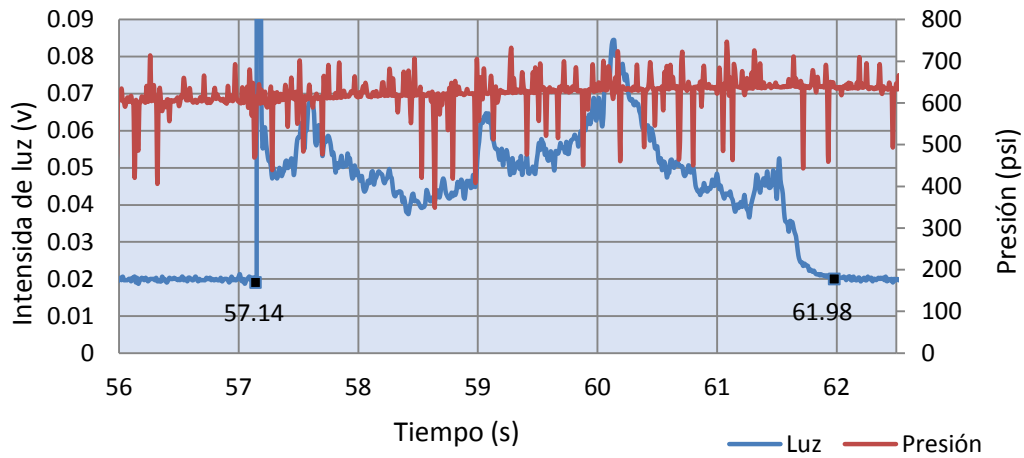
$$r=a(P_c)^n$$

Se usaron las muestras de propelente con la composición que dio la tasa de combustión más alta (3% de catalizador - 53µm de tamaño de partícula de oxidante), y se quemaron 6 muestras a diferentes presiones para hallar su tasa de combustión. Estos datos se muestran en la Tabla 4.7.

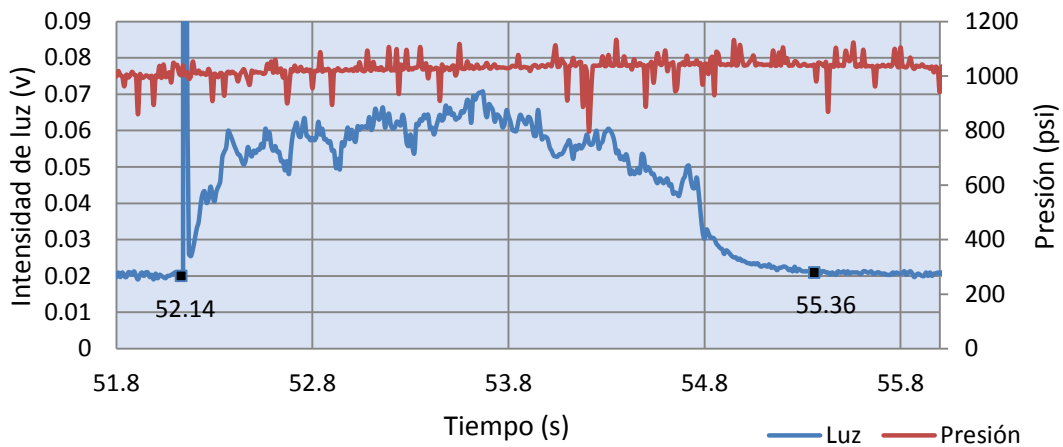
**Tabla 4.7** Tasa de combustión a diferentes presiones

Presión (psi)	Presión Promedio (psi)	Desviación estándar	% de incremento de presión	Longitud muestra (mm)	Tiempo inicio (s)	Tiempo final (s)	t <sub>comb</sub> (s)	r (mm/s)	Incertidumbre r (mm/s)
400	414.29	38.76	3.57	25.58	30.13	35.69	5.56	4.60	0.012
600	625.64	44.76	4.27	27.53	57.14	61.98	4.84	5.69	0.016
800	823.24	44.58	2.9	26.96	36.71	40.30	3.59	7.51	0.026
1000	1029.71	36.32	2.97	26.33	52.14	55.36	3.22	8.18	0.032
1200	1201.44	33.73	0.12	24.03	39.62	42.38	2.76	8.71	0.039
1400	1447.89	46.54	3.42	27.39	11.69	14.44	2.75	9.96	0.043

En la Tabla 4.7 las presiones promedio se obtienen de los datos tomados por el transductor de presión en el intervalo de tiempo que se muestra en la tabla, y éste a su vez se saca de las gráficas de intensidad de luz vs tiempo, ya que la toma de datos es simultánea. En la Figura 4.12 y en la Figura 4.13 se muestran dos ejemplos de gráficas con la señal emitida por el transductor de presión, de allí se extrajeron los promedios de las presiones.



**Figura 4.12** Gráfica de Intensidad de luz vs Tiempo para MU30053 a una presión de 600 psi

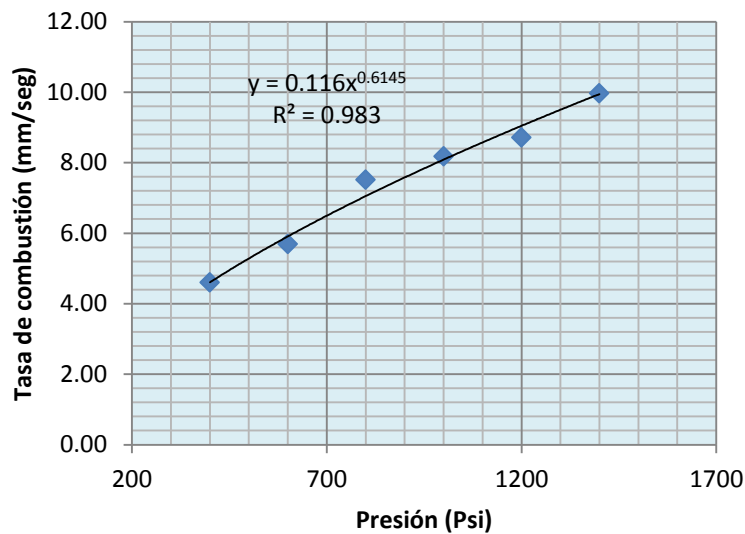


**Figura 4.13** Gráfica de Intensidad de luz vs Tiempo para MU30053 a una presión de 1000 psi

La incertidumbre para la tasa de combustión se calcula igual que en el numeral 4.3.

Estos datos se graficaron tomando la presión inicial ya que la presión promedio en la cámara de combustión varió muy poco y se ajustaron a una ecuación potencial para obtener la ecuación de *Saint Robert* para esta composición de

propelente en particular, y así se obtuvo la gráfica que se muestra en la Figura 4.14.



**Figura 4.14 Tasa de combustión vs Presión**

El valor  $R^2$  de 0.983 indica un buen ajuste de los datos a la ecuación de *Saint Robert*. De esta ecuación se obtiene el coeficiente de temperatura ( $a$ ), que según literatura especializada solo tiene que ver con la temperatura inicial del propelente sólido (temperatura ambiente del laboratorio) y su composición [9]. Ahora para hallar el índice de combustión ( $n$ ) a diferentes tamaños de partícula, despejamos la ecuación de Saint Robert y obtenemos la siguiente ecuación.

$$n = \log_P \left( \frac{r}{a} \right)$$

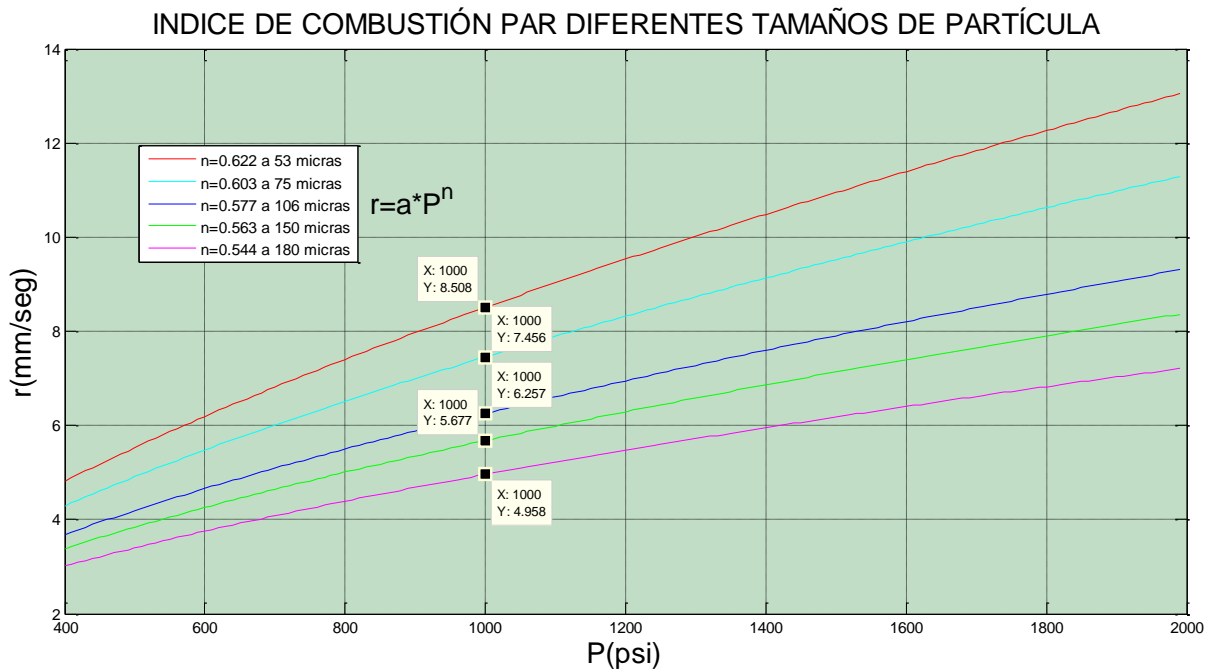
En este caso  $P$  es la presión a la que se halló la tasa de combustión en todas las muestras (1000 psi),  $r$  la tasa de combustión para todas las muestras que tenían la composición de 3% de catalizador y  $a=0.116$ , obtenido de la Figura 4.14.

En la Tabla 4.8 se muestran los resultados de  $n$  usando la ecuación anterior para cada tasa de combustión y a tamaños de partícula diferentes.

**Tabla 4.8 Índice de combustión a diferentes tamaños de partícula**

	53(μm)		75(μm)		106(μm)		150(μm)		180(μm)	
	n	r (mm/s)	n	r (mm/s)	n	r (mm/s)	n	r (mm/s)	n	r (mm/s)
	0.6050	7.58	0.6083	7.75	0.5772	6.25	0.5667	5.82	0.5439	4.97
	0.6360	9.39	0.6031	7.48	0.5862	6.65	0.5626	5.65	0.5340	4.64
	0.6146	8.09	0.6004	7.34	0.5706	5.97	0.5676	5.85	0.5451	5.01
	0.6344	9.28	0.6026	7.45	0.5902	6.84	0.5551	5.37	0.5464	5.05
	0.6189	8.34	0.5990	7.27	0.5728	6.07	0.5641	5.71	0.5486	5.13
n prom	0.6218		0.6027		0.5794		0.5632		0.5436	

Ahora con los índices de combustión promedio para cada tamaño de partícula graficamos la ecuación de Saint Robert para cada caso en la Figura 4.15.



**Figura 4.15 Índice de combustión para diferentes tamaños de partícula**

De la Figura 4.15 se puede observar como el tamaño de partícula del propelente sólido afecta el índice de combustión. Según la gráfica, a menor tamaño de partícula, mayor es el índice de combustión. Este propelente en particular muestra que a 53μm su índice de combustión es superior a 0.6, cuando la mayoría de los



propelentes que se producen tienen un índice de combustión entre 0.2 y 0.6, por lo que para tamaños de partículas iguales o inferiores a  $53\mu\text{m}$  el índice de combustión se empieza a acercarse a 1, y esto lo hace peligroso ya que se pueden presentar grandes cambios de presión en unos pocos milisegundos aumentando las probabilidades de fallas catastróficas en la cámara de combustión del motor cohete (CATO) [4].

#### **4.4.4 CORRELACIÓN ENTRE LA TASA DE COMBUSTIÓN Y EL TAMAÑO DE PARTÍCULA**

Con el software *Statgraphics Centurion* se hizo una regresión múltiple con los datos de la tasa de combustión obtenidos en las pruebas (Tabla 4.2, Tabla 4.3 y Tabla 4.4) para relacionar esta variable dependiente con los factores porcentaje de catalizador y tamaño de partícula, así se obtuvo la siguiente ecuación.

$$r = 7.20909 + 0.315613*\%C - 0.0148321*TP$$

Donde %C es el porcentaje de catalizador y TP es el tamaño de partícula del oxidante. Dado que el valor P en la tabla ANOVA es inferior a 0.05, existe una relación estadísticamente significativa entre las variables en un nivel de confianza del 95.0%.

El estadístico R-cuadrado indica que el modelo ajustado explica 40.2356% de la variabilidad en r. En la Tabla 4.9 se muestran los valores promedio de la tasa de combustión que se obtuvieron experimentalmente ( $r_{\text{exp}}$ ), los valores analíticos predichos por la ecuación de regresión ( $r_{\text{pred}}$ ), el error absoluto (EA) y el error relativo porcentual (ERP) de las medidas obtenidas analíticamente respecto a los valores experimentales, y como se puede observar, los errores que se presentan son demasiado grandes, llegando inclusive a superar el 30%, lo que hace inviable el uso de esta ecuación con propósitos de diseño, ya que según la literatura especializada no se aceptan errores mayores al 1% en la tasa de combustión cuando se requiere este dato para el diseño de un motor cohete.

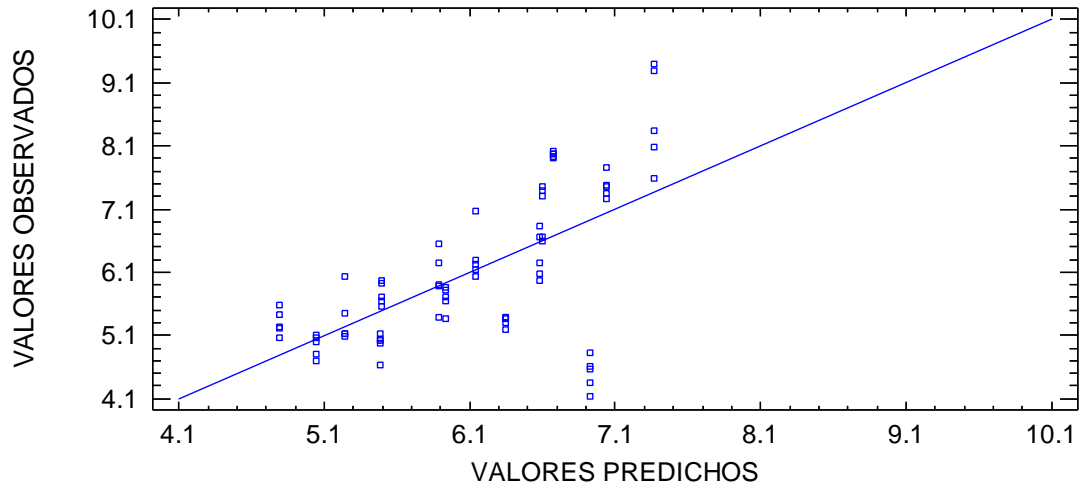
**Tabla 4.9** Tasa de combustión experimental vs predicha

%C	TP	$r_{exp}$	$r_{pred}$	EA	ERP
0.8	53	7.96	6.68	1.29	19.26
0.8	75	5.32	6.35	1.03	16.19
0.8	106	5.99	5.89	0.10	1.77
0.8	150	5.37	5.24	0.13	2.49
0.8	180	5.31	4.79	0.51	10.74
1.6	53	4.50	6.93	2.43	35.07
1.6	75	7.08	6.60	0.48	7.25
1.6	106	6.35	6.14	0.21	3.40
1.6	150	5.76	5.49	0.27	4.89
1.6	180	4.93	5.04	0.12	2.28
3	53	8.54	7.37	1.17	15.84
3	75	7.46	7.04	0.41	5.89
3	106	6.36	6.58	0.23	3.44
3	150	5.68	5.93	0.25	4.24
3	180	4.96	5.49	0.53	9.58

Dónde:

$r_{exp}$  TASA DE COMBUSTIÓN EXPERIMENTAL  
 $r_{pred}$  TASA DE COMBUSTIÓN PREDICHA  
EA ERROR ABSOLUTO  
ERP ERROR RELATIVO PORCENTUAL  
TP TAMAÑO DE PARTÍCULA  
%C PORCENTAJE DE CATALIZADOR

La dispersión de los datos experimentales respecto a la ecuación de regresión se muestra en la Figura 4.16 Tasa de combustión experimental vs predicha. Allí se aprecia de manera más clara el error que involucra el uso de la ecuación.



**Figura 4.16 Tasa de combustión experimental vs predicha**

De la Tabla 4.9 Tasa de combustión experimental vs predicha y de la Figura 4.16 Tasa de combustión experimental vs predicha se concluye que esta ecuación solo sirve para describir una tendencia o para dar una aproximación del comportamiento del propelente al variar los parámetros estudiados, pero claramente se observa que la ecuación no se puede utilizar para propósitos de diseño. El error en la ecuación puede obedecer a las medidas atípicas que se dieron por errores en la fabricación de algunas de las muestras, pero un mejor ajuste se podría realizar a futuro mejorando el control de las variables independientes que intervienen en el proceso, ya sea mejorando la instrumentación de la bomba Crawford o el diseño del experimento para estudiar el fenómeno. Para obtener una ecuación más ajustada a la realidad, evidentemente se requiere otro diseño experimental, pero los recursos fueron insuficientes para hacerlo y por eso se aprovecharon los datos ya tomados para verificar que la línea de regresión no ajusta con los datos medidos.

## 5. CONCLUSIONES

1. Se diseñó, se fabricó y se puso en funcionamiento una bomba *Crawford* con toda la instrumentación requerida para medir la tasa de combustión de propelentes sólidos, lo que permitirá estudiar a futuro, el efecto de variables como la presión, la composición y diferente granulometría de los componentes para cualquier formulación de propelente sólido sobre dicha variable.
2. Se halló la tasa de combustión de un propelente sólido basado en resina epóxica y nitrato de potasio, y se determinó que a medida que disminuye el tamaño de partícula del oxidante aumenta su tasa de combustión y además que la adición del catalizador incrementa su tasa de combustión sólo en un rango determinado (cercano al 3%).
3. Con los datos obtenidos de la experimentación en la bomba *Crawford* se pueden hallar por medio de las ecuaciones que rigen la balística interna de los propelentes sólidos (Ley de *Saint Robert*), indirectamente variables como el índice de combustión, que describen el comportamiento del propelente a diferentes condiciones de presión y granulometría del oxidante, y que pueden ayudar a determinar los niveles de riesgo de diferentes tipos de formulaciones de propelentes sólidos usados en motores cohete.
4. Con ayuda de los datos obtenidos en las pruebas realizadas en la bomba *Crawford*, y un análisis estadístico de los resultados se pueden hallar ecuaciones que describan el comportamiento de la tasa de combustión de cualquier propelente sólido en función de las variables que intervienen en el proceso.

5. Los propelentes sólidos basados en resina epóxica y nitrato de potasio generan un porcentaje muy alto de residuos sólidos. Esto los hace de poco uso práctico en cohetes, pues esos residuos son sinónimo de reducción del rendimiento del motor cohete al ser propelente que no se convirtió en gas para producir empuje, además podría causarse deposición de dichos residuos en la tobera, generando obstrucción y aumentando la probabilidad de una falla catastrófica del motor.
  
6. Los altos índices de combustión (0.6218, 0.6027, 0.5794, 0.5632, 0.5436) que presentaron las diferentes formulaciones estudiadas, pueden generar cambios muy grandes en la tasa de combustión para cambios pequeños en la presión lo que puede generar inestabilidad en la cámara de combustión y conducir a fallas en el motor.
  
7. Esta bomba Crawford, por la naturaleza de su funcionamiento, podrá eventualmente ser adaptada para investigación y desarrollo de propelentes híbridos. A diferencia de los sólidos, éstos no necesitarían una atmósfera inerte (Nitrógeno) sino una atmósfera altamente oxidante (Óxido nitroso u oxígeno), por lo que el único cambio es el gas para presurizar la Bomba.

## 6. RECOMENDACIONES

Es posible mejorar la bomba *Crawford* para realizar investigaciones posteriores, instalándole la siguiente instrumentación adicional:

- Cámara de video alta definición: Así se podrá grabar la combustión y extraer información que se pueda utilizar en el estudio de las reacciones químicas y de generación de especies que se dan durante este proceso.
- Láser: Para encender la muestra desde el exterior, evitando la técnica invasiva que se utilizó (alambre Níquel-Cromo). Esto a su vez disminuiría el tiempo de monte y desmonte de las muestras, lo que aceleraría el tiempo en el que se realizan las pruebas.
- Compresor: Para realizar las pruebas a presiones más altas y permitir que se aproveche el gas de las pipetas en su totalidad.
- Línea de tubería adicional: se utilizaría solo para la limpieza del sistema y evitaría el gasto del gas a alta presión de más alto costo. Así se podría utilizar en esta línea un gas de más bajo costo como el CO<sub>2</sub>, para la limpieza de las tuberías y la bomba.
- Programa para procesamiento de datos: que tome los datos recolectados por la tarjeta de adquisición de datos y los filtre y los grafique. De esta manera se aceleraría el análisis de los resultados de las pruebas.

## **APÉNDICE A: FABRICACIÓN DE MUESTRAS DE PROPELENTE SÓLIDO**

Para seleccionar los porcentajes de resina, aluminio, nitrato de potasio y catalizador en el propelente sólido, previamente se fabricaron muestras con diferentes resinas y con diferentes proporciones de resina y endurecedor, se variaron los componentes en rangos establecidos por la literatura especializada [3, 4], y posteriormente estas muestras fueron quemadas a presión atmosférica para evaluar la calidad de la combustión visualmente y seleccionar la composición adecuada. En la Tabla A.1 se muestran todas las formulaciones preliminares con la cantidad de residuos que producían.

**Tabla A.1 Formulación preliminar de las muestras.**

F	#M	RFC	REL	R/E	%E	%R/E	%KNO3	%Al	%Fe2O3	ME	MR/H	MKNO3	MAI	MFe2O3	MIP	MI	MF (gr.)	MV	% V	% R
A	1	120A	100 : 20	R	30	24	68	1	1	12	9.6	27.2	0.4	0.4	8.3	237.9	232.8	5.1	61.4	38.6
		120B	E	6		2.4														
	2	1090A	100 : 30	R	30	21	68	1	1	12	8.4	27.2	0.4	0.4	9.3	238.95	233	5.95	64.0	36.0
		1956B	E	9		3.6														
	3	1053A	100 : 30	R	30	21	68	1	1	12	8.4	27.2	0.4	0.4	11	240.65	233.9	6.75	61.4	38.6
		1053B	E	9		3.6														
	4	1301A	100 : 39	R	30	18.3	68	1	1	12	7.32	27.2	0.4	0.4	9.4	239.1	233.15	5.95	63.3	36.7
		1301B	E	11.7		4.68														
	5	1106	100 : 80	R	30	15	68	1	1	12	6	27.2	0.4	0.4	4.7	234.5	231.2	3.3	70.2	29.8
		1953	E	15		6														
B	2	SP111	6 : 2	R	26	15	64	5	5	8	6	19.7	1.54	1.54	8.9	238.5	233.25	5.25	59.0	41.0
				E		5					2									
	5	SP111	6 : 2	R	26	15	70	2	2	8	6	21.5	0.62	0.62	11.8	370.25	361.1	9.15	77.5	22.5
				E		5					2									
6	SP111	6 : 2	R	30	15	68	1	1	8	6	18.1	0.27	0.27	6.95	236.65	231.7	4.95	71.2	28.8	
E	5	2																		
SI (B)	1	SP111	6 : 2	R	22	17.6	70	0	8	12	8.8	35	0	4	14.1	243.8	235	8.8	62.4	37.6
				E		4.4					2.2									
	2	SP111	6 : 2	R	24	19.2	68	0	8	12	9.6	34	0	4	6.95	236.55	232.7	3.85	55.4	44.6
				E		4.8					2.4									
	3	SP111	6 : 2	R	23	18.4	69	0	8	12	9.2	34.5	0	4	13.25	243	235	8	60.4	39.6
				E		4.6					2.3									

Nota: todas las masas son medidas en gramos

Significado de cada una de las columnas en la Tabla A.1.

- F           Formulación y marca de la resina
- #M          Número de muestra
- RFC       Referencia comercial de la resina
- REL       Relación porcentual resina endurecedor
- R/E       Resina- endurecedor
- %E       Porcentaje de resina epóxica en el propelente
- %R/E     Porcentaje de resina y endurecedor en el propelente



%KNO <sub>3</sub>	Porcentaje de nitrato de potasio
%AL	Porcentaje de aluminio
%Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Porcentaje de dióxido de hierro
ME	Masa total resina epóxica
MR/E	Masa de resina y masa de endurecedor
MKNO <sub>3</sub>	Masa de nitrato de potasio
MAL	Masa de aluminio
MFe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Masa de dióxido de hierro
MIP	Masa inicial del propelente
MI	Masa inicial del propelente mas recipiente en el que se media
MF	Masa final del propelente mas recipiente en el que se media
MV	Masa vaporizada
%V	Porcentaje de masa vaporizada
%R	Porcentaje de residuos que dejaba la muestra
A	Marca CarbonLab Store
B	Marca SUPROQUIM
SI	Formulaciones sin aluminio

Después de todas las pruebas preliminares se determinó usar la formulación resaltada en gris (70% de nitrato de potasio y 2% de aluminio) ya que ésta es la que deja menor cantidad de residuos (éstos pueden taponar la tobera del motor cohete y causar su explosión) y visualmente muestra una tasa combustión más alta a la presión atmosférica local respecto a las otras muestras.

Con la formulación seleccionada se fabricaron 300 muestras cilíndricas de propelente sólido con un diámetro de 6 mm y una longitud de 25 mm aproximadamente. Las muestras se hicieron variando el tamaño de partícula del oxidante (KNO<sub>3</sub>) y el porcentaje de catalizador (Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>), se fijó el porcentaje de aluminio, y el de resina epóxica (usado como aglutinante) y el del catalizador se modificaban para lograr un porcentaje del 100%. Se establecieron 5 tamaños de partícula y 3 porcentajes de catalizador diferentes, por tanto, se lograron 15

combinaciones posibles. De cada combinación se hicieron lotes de 35 gramos de los cuales se obtenían 20 muestras de propelente y se escogían las 5 de mejor calidad por inspección visual, observando que no hubieran poros o grietas, así se seleccionaron 75 muestras para utilizarlas en las pruebas. En la Tabla A.2 se detallan los porcentajes de los componentes del propelente sólido para cada combinación.

**Tabla A.2 Porcentajes de componentes y tamaño de partícula del oxidante para el propelente sólido.**

Rango Tamaño Partícula (KNO <sub>3</sub> )	N° Formulación	%KNO <sub>3</sub>	%AL	%Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	%Resina	%Total	N° Muestras
T<53µm	1	70	2	0.8	27.2	100	20
	2	70	2	1.6	26.4	100	20
	3	70	2	3	25	100	20
53 µm <T<75 µm	4	70	2	0.8	27.2	100	20
	5	70	2	1.6	26.4	100	20
	6	70	2	3	25	100	20
75µm <T<106µm	7	70	2	0.8	27.2	100	20
	8	70	2	1.6	26.4	100	20
	9	70	2	3	25	100	20
106µm <T<150µm	10	70	2	0.8	27.2	100	20
	11	70	2	1.6	26.4	100	20
	12	70	2	3	25	100	20
150µm <T<180µm	13	70	2	0.8	27.2	100	20
	14	70	2	1.6	26.4	100	20
	15	70	2	3	25	100	20

A continuación se describe el proceso completo para la fabricación de las muestras.

## A.1 OBTENCIÓN DEL TAMAÑO DE PARTÍCULA

Para obtener los tamaños de partícula deseados en el oxidante se utilizaron los molinos de bolas del laboratorio mineralurgia y cerámicos de la Universidad de Antioquia. En los molinos se introducía 1 kg del nitrato de potasio y se molía durante 20 minutos. En la Figura A.1 se muestran los molinos de bolas con el nitrato de potasio.



**Figura A.1 Molinos de Bolas**

Después de la molienda el nitrato de potasio se introducía en un horno a una temperatura de 100°C durante 15 minutos para eliminar la humedad del compuesto y luego se depositaba en un juego de tamices con las mallas adecuadas para obtener los tamaños de partícula deseados, los tamices con el compuesto se ponían en un dispositivo vibratorio llamado Rotap y se dejaban allí durante 15 minutos para que el material se decantara. En la Figura A.2 se muestra el juego de tamices y el Rotap.



**Figura A.2 Tamices y Rotap**

Después de bajar el juego de tamices del Rotap se retiraba el nitrato de potasio, se clasificaba según el tamaño de malla del tamiz por donde había pasado y se guardaba en bolsas herméticas debidamente marcadas, así se obtuvieron las 5 granulometrías requeridas para el oxidante ( $53\mu\text{m}$ ,  $75\mu\text{m}$ ,  $106\mu\text{m}$ ,  $150\mu\text{m}$ ,  $180\mu\text{m}$ ), que se usarían posteriormente en la fabricación del propelente.

## **A.2 MEZCLA DE COMPONENTES DEL PROPELENTE SÓLIDO**

Después de tener el tamaño de partícula adecuado del oxidante se procede a mezclar todos los componentes que hacen parte del propelente sólido. Lo primero que se hace es calcular la masa de cada componente, teniendo en cuenta el porcentaje de éste en la masa total de acuerdo a los valores tabulados en la Tabla A.2, la masa se obtiene multiplicando el porcentaje del componente por el tamaño del lote que en este caso es de 35 g y dividiendo por 100. Después de conocer la

masa de cada elemento se pesa cada uno en una balanza electrónica con una precisión de 0.01 g.

La mezcla se hacía manualmente en un mortero empezando con los compuestos sólidos que en este caso eran el nitrato de potasio, el aluminio y el óxido de hierro. Los elementos se vertían y se maceraban manualmente hasta obtener una mezcla homogénea que periódicamente se pasaba por un tamiz para comprobar la homogeneidad del tamaño de partícula. Los componentes líquidos, que en este caso eran la resina y su endurecedor se mezclaban aparte en un recipiente plástico, luego los sólidos pulverizados se agregaban poco a poco a esta mezcla mientras se batía constantemente la mezcla con un utensilio de madera para evitar una posible combustión accidental, el proceso de mezclado se hacía hasta obtener una masa homogénea con una consistencia similar a la de la arcilla.

### **A.3 VACIADO DEL PROPELENTE SÓLIDO**

Para darle la forma cilíndrica con el tamaño adecuado a las muestras de propelente se utilizaron tubos de polietileno (pitillos) de 6 mm de diámetro que se cortaron previamente en longitudes de 28 mm, la masa de propelente se vertía manualmente en cada uno de los tubos y se compactaba por medio de un cilindro de madera de 5 mm de diámetro hasta llenarlo completamente. Las muestras se dejaban secar durante 24 horas aproximadamente hasta lograr un proceso de curado adecuado.

### **A.4 OPERACIONES DE ACABADO DE LAS MUESTRAS**

Después del proceso de curado de las muestras se retiraba el tubo de polietileno, y a cada una de las muestras se le aplicaba la misma resina que se utilizó en la mezcla en toda su superficie, a modo de inhibidor, para evitar la combustión

lateral durante las pruebas. La resina se dejaba secar durante aproximadamente 24 horas y luego se lijaba la superficie transversal del cilindro para retirar el inhibidor, este último procedimiento se hacía con el fin de permitir la ignición de la muestra que se iniciaba en dicha superficie. En la Figura A.3 se observan las muestras ya terminadas.



**Figura A.3 Muestras de propelente sólido**

Las muestras ya terminadas se inspeccionaron visualmente y de cada lote se seleccionaron 5 muestras. Todas las muestras se guardaron en bolsas herméticas para ser usadas finalmente en las pruebas que determinarían su tasa de combustión.

**APÉNDICE B: PROCEDIMIENTO DE ENSAYO DE MUESTRAS DE  
PROPELENTE**

Durante los ensayos de las muestras de propelente sólido, se deben tener en cuenta las siguientes consideraciones para garantizar la seguridad el operario.

- I. Se debe usar una bata de laboratorio durante todas las operaciones.
- II. Se deben usar guantes de látex.
- III. Se deben usar dispositivos para la protección de los oídos
- IV. Si se produce contacto del propelente con la piel, se debe lavar inmediatamente con agua y jabón
- V. Si residuos de propelente o de los gases de combustión tienen contacto con los ojos. lavarlos inmediatamente con una solución debidamente identificada.
- VI. Antes del ensayo se debe inspeccionar el sistema de presión (con una presión de aproximadamente 500 psi) utilizando una solución para detección de fugas, y si se detecta alguna fuga se aprieta nuevamente la conexión floja y se vuelve a verificar el sistema.
- VII. En caso de fuga y / o rotura del sistema de presión, cerrar la válvula del tanque de nitrógeno y salir inmediatamente del laboratorio.
- VIII. Si el nivel de ruido se considera elevado, mantenerse alejado hasta que el sistema de purga vacíe completamente la bomba *Crawford*.

El sistema está diseñado para que los gases combustión se expulsen fuera del laboratorio y para que la zona de pruebas se mantenga ventilada durante todo el procedimiento. En la Figura B.1 se muestra toda la instalación en la que se realizaron las pruebas.





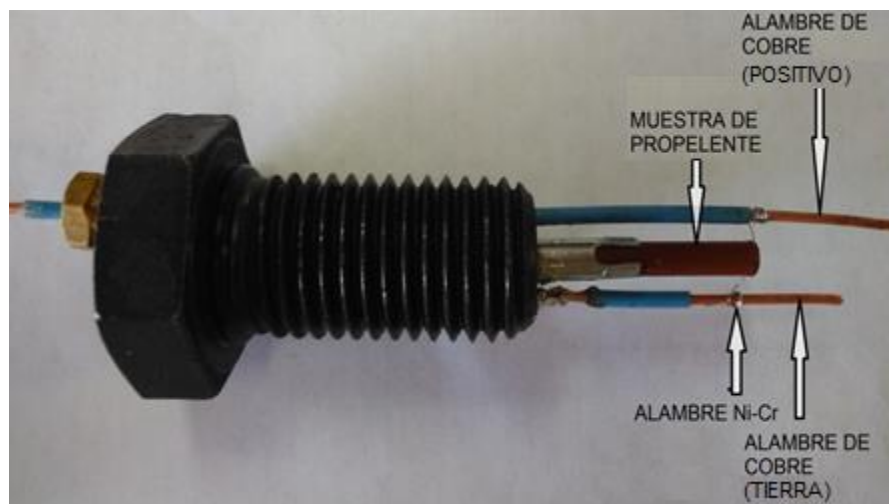
**Figura B.1 Laboratorio para las pruebas**

A continuación se describe la secuencia en la que se debe realizar todo el procedimiento de prueba para las muestras de propelente sólido.

- 1) El operario se debe poner la bata de laboratorio y los guantes de látex. Posteriormente seleccionar una de las muestras de propelente, verificando visualmente que no tenga grietas, que sea uniforme y consistente y que no presente cambios en su color natural.
- 2) Medir y registrar la longitud de la muestra de propelente con un calibrador.
- 3) Cortar un tubo transparente de plástico de  $\frac{1}{4}$  de pulgada y cubrir el interior del tubo con resina epóxica.
- 4) Sumergir la muestra de propelente en el inhibidor (resina epóxica), excepto la superficie transversal donde se inicia la combustión e

introducirla en el tubo transparente, para evitar la combustión lateral de la muestra.

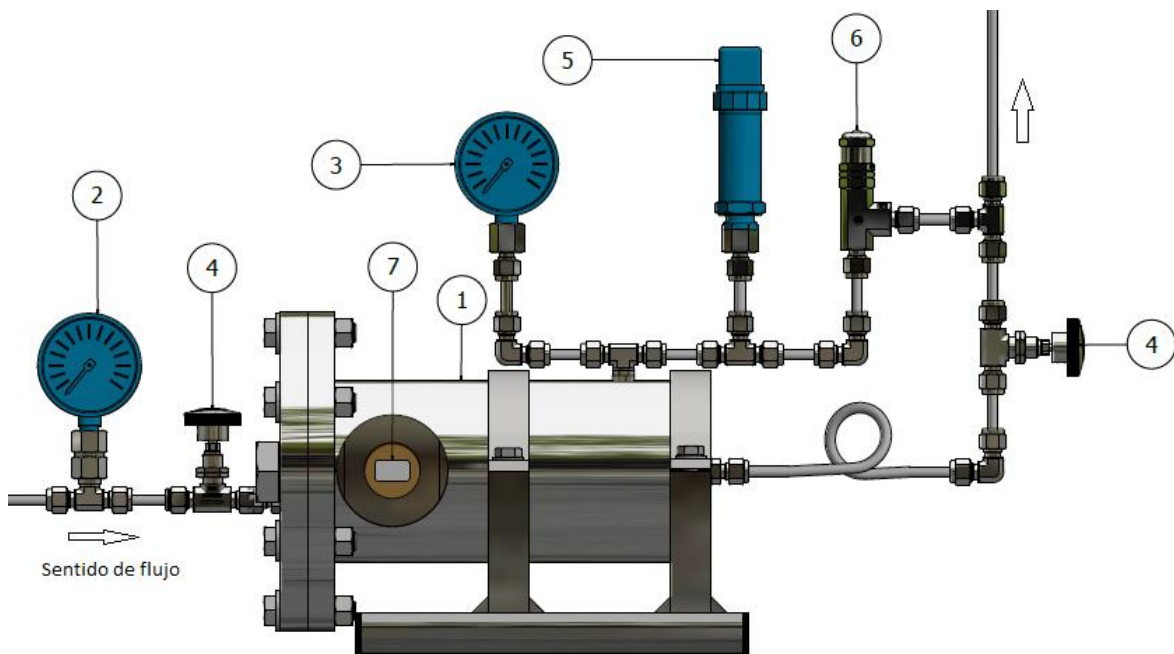
- 5) Ubique la muestra de propelente en posición horizontal en un soporte temporal, para que el exceso de resina se escurra (1 a 2 minutos).
- 6) Limpie el sujetador de la muestra con agua, para eliminar el polvo y el hollín y séquelo de inmediato con un trapo y para mejorar la conducción limpie con un cepillo de alambre o papel de lija los conectores.
- 7) Lubrique el O-ring del sujetador de la muestra con grasa de alta presión.
- 8) Ubique la muestra dentro del sujetador.
- 9) Ubique el alambre níquel-cromo entre los dos conectores del sujetador, contra la superficie de combustión de la muestra de propelente que no tiene inhibidor para provocar la ignición. En la Figura B.2 se muestra el sujetador con la muestra y el alambre cromo-níquel contra la superficie de combustión.



**Figura B.2 Montaje de sujetador con muestra de propelente**

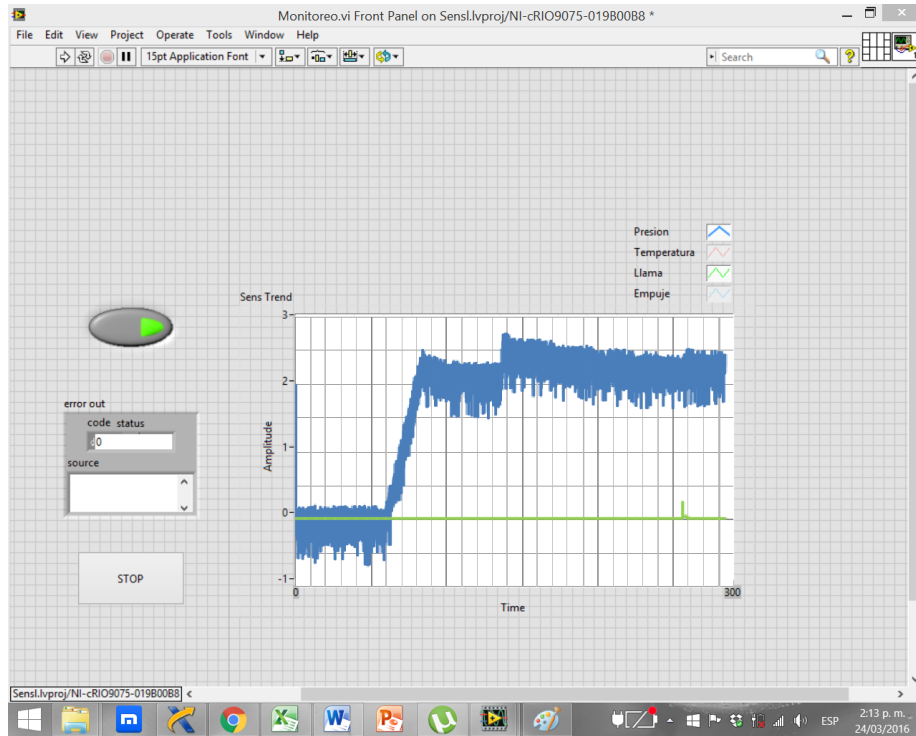
- 10) Fije el soporte de la muestra en la bomba *Crawford*.
- 11) Conecte el cable positivo del sujetador de la muestra al relé de encendido, verificar la conectividad con un multímetro. Conecte el relé de encendido a la caja de ignición

- 12) Cierre la válvula de aguja ubicada a la salida de la bomba *Crawford*, que se utiliza para emergencias y para desalojar los gases de combustión.
- 13) Ajuste la presión del gas (nitrógeno) con el regulador para obtener la salida de presión deseada (1000 psi).
- 14) Encienda el transductor de presión, verifique su correcto funcionamiento y la conexión a la tarjeta de adquisición de datos.
- 15) Abra la válvula de aguja ubicada a la entrada de la bomba *Crawford* lentamente para ir presurizándola hasta que llegue a la presión deseada. Verificar la presión en el manómetro. En la Figura B.3 se muestran las válvulas de aguja a la salida y a la entrada de la bomba.



**Figura B.3 Instrumentación Bomba Crawford: 1.Cámara de presión (La Bomba Crawford es todo el sistema), 2. Manómetro de glicerina de 0-5000 psi, 3.Manómetro de glicerina de 0-3000 psi, 4. Válvulas de Aguja, 5. Transductor de presión, 6. Válvula de Alivio a 3000 psi, 7. Detector de flama.**

- 16) Medir la temperatura ambiente y registrarla.
- 17) Manualmente enviar la señal de encendido desde la caja de ignición a la muestra de propelente, y desde el computador verificar que se registran la luz generada por la combustión de la muestra y la presión en el interior de la bomba Crawford por medio del sensor IR y del transductor de presión, respectivamente.
- 18) Recolectar toda la información enviada desde el transductor de presión y el sensor IR por medio de la tarjeta de adquisición de datos para procesarla posteriormente con ayuda de un software (Labview).
- 19) Por medio del software verifique en las gráficas de presión contra tiempo e intensidad de luz contra tiempo que se observan claramente los puntos de inflexión que se generan en el encendido y en la extinción de la llama durante la combustión del propelente sólido. En la Figura B.4 se muestra una imagen del programa en el instante en que el software de LabVIEW está tomando los datos de presión e intensidad de luz.



**Figura B.4 Toma de datos por medio de labVIEW**

- 20) Guarde los datos registrados en el disco duro del computador.
- 21) Unos minutos después de que termine la combustión de la muestra de propelente, ponerse la protección auditiva y abrir lentamente la válvula de aguja ubicada a la salida de la bomba *Crawford* para evacuar los gases de combustión y posteriormente abrir la válvula de aguja a la entrada de la bomba para que circule el nitrógeno y limpie las tuberías y la bomba.  
Desconecte la caja de ignición del soporte de la muestra. Retire y limpie el soporte de la muestra. Prepare la siguiente muestra para la prueba. Limpie la bomba *Crawford* después de que se hayan realizado entre 8 y 10 ensayos.

## BIBLIOGRAFÍA

1. Kuentzmann, P., *Introduction to Solid Rocket Propulsion*. 2004, DTIC Document.
2. CARRO, R.V., *HIGH PRESSURE TESTING OF COMPOSITE SOLID ROCKET PROPELLANT MIXTURES: BURNER FACILITY CHARACTERIZATION* 2007, University of Central Florida . Orlando, Florida p. 125.
3. Davenas, A., *solid rocket propulsion technology*. First ed. 1993: Oxford: Pergamon Press.
4. Sutton, G.P. and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*. 2001: Wiley.
5. Kuentzmann, P., *Introduction to Solid Rocket Propulsion*. 2004, NATO. p. 17.
6. Kuo, K.K. and R. Acharya, *Solid Propellants and their Combustion Characteristics*, in *Applications of Turbulent and Multiphase Combustion*. 2012, John Wiley & Sons, Inc. p. 1-71.
7. Lengelle, G., J. Duterque, and J. Trubert, *Combustion of solid propellants*. 2002, DTIC Document.
8. Fry, R.S., *Solid propellant subscale burning rate analysis methods for US and selected NATO facilities*. 2002, CHEMICAL PROPULSION INFORMATION AGENCY COLUMBIA MD,.
9. Yaman, H., V. Çelik, and E. Değirmenci, *Experimental investigation of the factors affecting the burning rate of solid rocket propellants*. *Fuel*, 2014. **115**: p. 794-803.
10. Lipanov, A.M., *Solid-propellant burning rate as a function of pressure*. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2013. **49**(3): p. 283-287.
11. Kishore, K. and K. Sridhara, *Effect of temperature on the burning rate of solid propellants-A review*. *Journal of Propulsion and Power*, 1986. **2**(3): p. 193-194.
12. Renie, J., J. Condon, and J. Osborn, *Oxidizer size distribution effects on propellant combustion*. *AIAA journal*, 1979. **17**(8): p. 877-883.
13. NASA, "*Solid propellant selection and characterization (NASA-SP-8064)*". jun.1971.
14. Horine, C.L. and E. Madison, *Solid propellant processing factors in rocket motor design*. Vol. 8075. 1971: National Aeronautics and Space Administration.
15. Clarke, J., *Gas Dynamics and Thermodynamics of Solid Propellant Rockets*. RE Sorokin. *Translated from Russian by A. Barouch, Israel Program for Scientific Transactions, Jerusalem. 260 pp. Illustrated*. *The Aeronautical Journal* (1968), 1970. **74**(711): p. 246-246.
16. Beckstead, M.W., *Recent progress in modeling solid propellant combustion*. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 2006. **42**(6): p. 623-641.
17. Zhang, Q., et al., *Modeling the Burning Rate of Heterogeneous Propellants over a Wide Range of Pressures*. *Combustion Science and Technology*, 2013. **185**(11): p. 1569-1589.
18. Zarko, V., *Critical review of methods for regression rate measurements of condensed phase systems*. *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 1994. **3**(1-6).
19. ENGINEERS, A.S.O.M., *ASME BPVC Section 8 Division 1 Rules for Construction of Pressure Vessels* . 2010, ASME: New York.
20. Swiderski, W., M. Miszczak, and A. Panas, *A novel technique for the continuous evaluation of a burning rate of solid rocket propellant by using IR thermography*. *Quantitative InfraRed Thermography Journal*, 2011. **8**(1): p. 111-114.
21. Aziz, A., R. Mamat, and W.K.W. Ali. *Development of strand burner for solid propellant burning rate studies*. in *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2013.
22. V.E., Z., et al., *ADVANCED TECHNIQUES FOR BALLISTIC CHARACTERIZATION*. 2004. **26**.
23. Zharkov, A., et al., *Application of the microwave technique for burning-rate measurement in high-energy composite materials*. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 2000. **36**(1): p. 72-75.

24. F., C., *Non-intrusive measurement techniques applied to the hybrid motor solid fuel degradation*. Tiré à part- Off. Natl. d'études Rech. Aerosp., 2004.
25. Hermance, C.E., *Continuous measurement of the burning rate of a composite solid propellant*. 1967, AIAA J. p. 1774–1777.
26. Fry, R., et al., *Evaluation of methods for solid propellant burning rate measurement*. 2002, DTIC Document.
27. ENGINEERS, A.S.O.M., *ASME BPVC Section 2 part D Materials*. 2010, ASME: New York.
28. Norton, R.L., *Machine Design: An Integrated Approach*. 3rd ed. 2006, New Jersey. 984.
29. Megyesy, E.F., *Manual de recipientes a presión: diseño y cálculo*. 1989, México: Limusa.
30. Stewart, M. and O.T. Lewis, *3 - Materials Selection for Pressure Vessels*, in *Pressure Vessels Field Manual*, M. Stewart and O.T. Lewis, Editors. 2013, Gulf Professional Publishing. p. 95-132.
31. Arnold, K. and M. Stewart, *Chapter 6 - Mechanical Design of Pressure Vessels*, in *Surface Production Operations (Third Edition)*, K. Arnold and M. Stewart, Editors. 2008, Gulf Professional Publishing: Burlington. p. 316-350.
32. Bautista, L., *Diseños de muestreo estadístico*. Bogotá: Universidad Nacional de Colombia, 1998.