

26  
24



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA  
DE MEXICO

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES  
"ZARAGOZA"

DETERMINACION EXPERIMENTAL DE LA  
VELOCIDAD DE COMBUSTION Y EL  
IMPULSO ESPECIFICO EN UN COMBUSTIBLE  
SOLIDO CON PERCLORATO DE AMONIO

TESIS PROFESIONAL  
PARA OBTENER EL TITULO DE  
INGENIERO QUIMICO  
P R E S E N T A :  
ENRIQUETA VEGA DE LA ROSA

U N A M  
F E S  
Z A R A G O Z A



ASESOR: DR. GIANFRANCO BISIACCHI GIRALDI

MEXICO, D. F.  
TESIS CON  
FALLA DE ORIGEN

1997



Universidad Nacional  
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

**Biblioteca Central**



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

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

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

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



UNIVERSIDAD NACIONAL  
AVENIDA DE  
MÉXICO

**FACULTAD DE ESTUDIOS  
SUPERIORES \*ZARAGOZA\***

**JEFATURA DE LA CARRERA DE  
INGENIERIA QUIMICA**

**OF/082/001/97**

**C. Enriqueta Vega de la Rosa  
P r e s e n t o .**

**En respuesta a su solicitud de asignación de jurado para el Examen Profesional, le comunico que la Jefatura a mi cargo ha propuesto la siguiente designación:**

**Presidente: Quím. Fernando A. Cantú Garza**

**Vocal: Dr. Gianfranco Bisiacchi Giraldi**

**Secretario: I.Q. Eduardo Vázquez Zamora**

**Suplente: Quím. Ma. Teresa Mendoza Mata**

**Suplente: I.B.Q. Hilda Olvera del Valle**

**A T E N T A M E N T E  
\*POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU\***

**México, D.F., 13 de Enero 1997**

**Ing. Magín Enrique Juárez Villar  
Jefe de la Carrera**

## **AGRADECIMIENTOS**

A la Memoria de mi Tio Modesto Vega Valle, al cual doy gracias por la inspiración que él despertó en mí, para elegir esta carrera tan llena de obstáculos y que me ha dado tantas satisfacciones.

### **A MIS PADRES**

Heriberto Vega Valle y Eduarda de la Rosa Hernández quienes con su infinito amor hacia mí y cuidados que me han brindado doy gracias por estar siempre a mi lado en los momentos más difíciles de mi vida, siempre guiandome por el buen camino, por los sabios consejos que me han dado, por alentarme cuando me veían desfallecer, con admiración y respeto

### **A MIS HERMANOS**

Por todo el amor y confianza que han depositado en mí les doy las gracias por los momentos alegres y tristes que hemos compartido

### **A MIS SOBRINOS**

Iris, Brenda, Nanci, Cristi, Beni, Güero y Quique, por todas las alegrías que me han dado, por sus sonrisas que día a día me dan y que quisiera que siempre fuese así, con especial cariño para ti Quique.

### **A TEO**

Para ti con todo el amor que hay en mí, gracias por la confianza y cuidados que me brindas también por el apoyo que me das cuando más lo necesito y por amarme como me amas, gracias por ser parte de mí por que conservamos la esperanza de un mañana; un mañana que quisiesemos fuese un para siempre.

## **A LOS DEL PUIDE**

Quiero agradecer a todos los integrantes del Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial de la UNAM en especial a mi asesor el Dr. Gianfranco Bisiacchi Giraldi por su apoyo y valiosos consejos que me dieron a lo largo de la realización de este trabajo.

## **A JORGE**

Por los consejos acertados que me diste y por el apoyo incondicional para la revisión de este trabajo, gracias.

## **A DIOS**

Por darme una vida llena de momentos alegres y tristes; pero más aún por tener la familia que tengo y que orgullosa estoy de ella y por tener a mi alrededor a las personas que yo amo, por siempre gracias.

# INDICE

## ANTECEDENTES

## RESUMEN

<b>1. INTRODUCCIÓN</b> .....	1
<b>2. MARCO TEÓRICO</b> .....	7
<b>2.1 COMBUSTIBLES SÓLIDOS</b> .....	7
2.1.1 ¿Qué es un Agente Propulsor? .....	7
2.1.2 Clasificación de Combustibles Sólidos de acuerdo a su Manufactura .....	7
2.1.3 Propiedades de los Combustibles Sólidos Metalizados .....	11
<b>2.2 COMBUSTIÓN DE AGENTES PROPULSORES SÓLIDOS</b> .....	14
2.2.1 Combustión de Agentes Propulsores Sólidos y Metalizados .....	14
2.2.2 Relación de la Velocidad de Combustión con la Presión .....	19
2.2.3 Relación de la Velocidad de Combustión con la Temperatura .....	20
2.2.4 Sensibilidad a la Temperatura de la Relación de Quemado.....	21
2.2.5 Características de un Motor de Combustible Sólido .....	24
2.2.6 Configuración del Grano del Combustible Sólido .....	29
2.2.7 Diseño del Motor de Combustible Sólido .....	34
2.2.8 Combustión Estable de un Motor de Cohete Sólido .....	35
2.2.9 Quemado Erosivo del Combustible Sólido.....	36
<b>3. DESARROLLO</b> .....	37
<b>3.1 OBTENCIÓN DE CRISTALES DE PERCLORATO DE AMONIO (PA)</b> .....	37
<b>3.2 PROCEDIMIENTO DE MANUFACTURA DE MUESTRAS DE COMBUSTIBLES SÓLIDOS</b> .....	39
<b>3.3 APARATO EXPERIMENTAL PARA OBTENER LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN DEL AGENTE PROPULSOR</b> .....	42
<b>3.4 UTILIZACIÓN DE UN AISLANTE PARA PROTEGER LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN</b> .....	44

<b>3.5 MANUFACTURA DEL COMBUSTIBLE PARA PRUEBAS EN EL BANCO ESTÁTICO</b> .....	46
<b>3.6 EQUIPO UTILIZADO PARA LA OBTENCIÓN DEL IMPULSO ESPECÍFICO DEL COMBUSTIBLE SÓLIDO</b> .....	48
<b>4. RESULTADOS</b> .....	50
<b>4.1 ANÁLISIS DE RESULTADOS</b> .....	50
4.1.1 Medición de Velocidad de Combustión del Agente Propulsor Sólido en la Cámara de Combustión .....	50
4.1.2 Medición del Impulso Especifico del Combustible Sólido en el Banco Estático .....	66
<b>4.2 FUENTES DE ERROR EN LAS MEDICIONES</b> .....	68
<b>5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES</b> .....	69
<b>5.1 CONCLUSIONES</b> .....	69
<b>5.2 RECOMENDACIONES</b> .....	70
<b>6. ANEXOS</b> .....	71
<b>6.1 GLOSARIO</b> .....	71
<b>6.2 REGLAS DE SEGURIDAD EN EL MANEJO DE COMBUSTIBLES SÓLIDOS</b> .....	74
<b>6.3 LISTA DE SIMBOLOS</b> .....	75
<b>6.4 LISTA DE FIGURAS</b> .....	76
<b>6.5 LISTA DE TABLAS</b> .....	79
<b>7. BIBLIOGRAFÍA</b> .....	80

## ANTECEDENTES

La velocidad de combustión y el impulso específico de los combustibles sólidos para cohetes están en función de la concentración y del tamaño de partícula del oxidante (perclorato de amonio) por lo que se llevarán a cabo pruebas de velocidad de combustión y de impulso específico de este combustible variando la concentración del oxidante de 64 a 70 % y respecto al tamaño de partícula de los cristales del oxidante serán del tamaño de malla de 60-80 hasta 200-250

### OBJETIVOS:

#### - GENERAL

Se obtendrá un combustible sólido que cumpla con los siguientes requerimientos como son

- Velocidad de combustión de 3 cm/seg a una presión de  $3.44 \times 10^6$  Pascales (Pa).
- El impulso específico de este combustible deberá de ser de por lo menos 200 seg

#### - PARTICULARES

- Determinar sus características físicas y químicas.
- Determinar las características de las sustancias utilizadas para la obtención del combustible.
- Fabricar un combustible sólido cuyas características sean las apropiadas para el uso que se requiere

### HIPÓTESIS

La velocidad de combustión de un combustible sólido disminuirá al aumentar el tamaño de partícula del oxidante (perclorato de amonio) a concentración constante en tanto que la velocidad se verá incrementada cuando se disminuye el tamaño de partícula del oxidante. Se comprobará que el impulso específico es una función de la relación combustible-oxidante, de la presión de operación y del proceso de expansión en la tobera del motor de combustible sólido, finalmente se comprobará que tanto influye en los datos de velocidad de combustión y de impulso específico la estructura física del combustible sólido

## RESUMEN

En este trabajo de tesis se realiza un estudio de los mecanismos de quemado de combustibles sólidos que utilizan como oxidante el perclorato de amonio. Los datos obtenidos experimentalmente para diferentes concentraciones, sobre su velocidad de combustión e impulso específico, nos permitirán entender mejor los procesos que se producen durante el quemado y desarrollar así un combustible que cumpla con las características adecuadas a nuestras necesidades.

La velocidad de combustión es obtenida a partir de una función empírica muy usada y que se ajusta mejor a los combustibles sólidos basados en perclorato de amonio, es la llamada ecuación de Vieille, que está definida como:

$$r = a P^n$$

Donde:

- r = Es la velocidad de combustión, se mide en cm/seg y depende de la presión, la temperatura y las estructuras física y química del combustible.
- P = Es la presión de cámara, se mide en Pascales (Pa).
- a = Constante empírica determinada en función de la temperatura a la que se encuentran los cristales del oxidante perclorato de amonio (PA) e independiente de la presión.
- n = Constante empírica, conocida como el exponente de la presión de la velocidad de combustión, está en función de la composición del combustible y del tamaño de partícula del oxidante.

Experimentalmente se obtuvieron velocidades de combustión a diferentes presiones en una cámara donde se utilizó combustible sólido compuesto de perclorato de amonio (PA), polibutadieno con terminaciones hidróxilo (HTPB), hexametil diisocianato (HDI), aluminio (Al) y un catalizador sólido llamado clorotrifinitina ( $C_6H_5N_3$ ), SnCl. Los primeros resultados nos permitieron comprobar la validez de la ecuación de Vieille, por lo que en pruebas subsecuentes se calcularon algunos parámetros utilizando esta relación.

Para medir el impulso que proporciona el combustible, se instrumentó la cámara de combustión con una celda de carga, ésta mide directamente la fuerza producida durante la combustión. Multiplicando la fuerza por el tiempo que dura el quemado, se obtiene el impulso total y al dividir dicho impulso por la cantidad de masa del combustible y la aceleración gravitacional, se tiene el impulso específico.

Durante las primeras pruebas, se mantuvo constante en 68 % la concentración del oxidante perclorato de amonio (PA), y variando el porcentaje del aluminio (Al) en 18, 15 y 13%. Dichas pruebas se realizaron con base en la distribución de diversos tamaños de partícula del oxidante, dando como resultado que la velocidad y también el impulso específico aumentan cuando el tamaño de partícula disminuye. Cuando el tamaño del cristal del oxidante es mayor, entonces, tanto la velocidad como el impulso específico disminuyen. El aluminio es utilizado por varias razones principalmente porque refuerza la estructura mecánica del combustible y controla la velocidad de combustión. Esto trae como consecuencia que el quemado sea más homogéneo y que también el impulso específico aumente.

También se realizaron pruebas variando la concentración del oxidante en un intervalo de 64 a 70 %, manteniendo constante la proporción del aluminio en un 15%. Para separar el oxidante por tamaño de partícula se emplearon las siguientes mallas: 60-80, 80-100, 100-120, 120-150, 150-180, 180-200 y 200-250, determinándose que la velocidad de combustión y el impulso específico del combustible quedan en función del tamaño de cristal del oxidante (PA). Esto se puede observar en las gráficas de resultados.

Por último, los resultados obtenidos se comparan con los reportados en la literatura.

## 1. INTRODUCCIÓN

Como es bien sabido la actividad espacial es ya parte inseparable del mundo moderno. Actualmente, en los países industrializados, el sector espacial representa una de las porciones más importantes y dinámicas de sus economías y de sus esfuerzos de investigación en ciencia y tecnología. De hecho resulta cada vez más difícil imaginar un mundo sin ciencias del espacio y sin sus derivaciones tecnológicas. La ecología, la astronomía, la meteorología, la geología, las telecomunicaciones y la percepción remota, con aplicaciones en evaluación de cosechas, avance de zonas desérticas, zonas de desastre, o en la localización de recursos naturales, etc. son solo algunos ejemplos de disciplinas que han recibido importantes beneficios de la investigación espacial.

En la UNAM se ha venido realizando investigación en estos campos desde hace tiempo, y han habido al menos dos grupos organizados que han dirigido sus esfuerzos en esa dirección: el Proyecto Percepción Remota, creado en el Instituto de Investigaciones de Matemáticas Aplicadas y Sistemas (IIMAS) en 1975, y el Departamento de Física Espacial, creado en el Instituto de Geofísica en 1960, que se transformó posteriormente (1985) en el Grupo Interdisciplinario de Actividades Espaciales (GIAE), adscrito a la Coordinación de la Investigación Científica.

La aparición en diversas dependencias universitarias de nuevas actividades académicas relacionadas con las ciencias del espacio, pronto evidenció la necesidad de una estructura académico-administrativa más compleja que la existente para coordinar y apoyar racionalmente todos los esfuerzos presentes. Es así como, por acuerdo del Dr. José Sarukhán Kermex, rector de la UNAM, se crea en enero de 1990, el Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE), dentro del cual se desarrolla el proyecto de diseño de cohetes sonda para estudios atmosféricos, estando en la actualidad a cargo del Dr. Gianfranco Bisiacchi Giraldi.

Este trabajo está integrado por un marco teórico en donde se dan los fundamentos que soportan la metodología utilizada en este trabajo por ejemplo, ¿Qué es un agente propulsor?, clasificación de combustibles sólidos de acuerdo a su manufactura, propiedades físicas y químicas, combustión de agentes propulsores metalizados, relación de la velocidad de combustión en función de la presión y temperatura, características de un motor de combustible sólido así como su diseño y la configuración del grano de combustible.

Es en el marco de este proyecto donde se ha desarrollado este trabajo, teniendo como objetivo obtener un combustible con velocidad de combustión de 3 cm/seg a una presión de  $3.44 \times 10^6$  Pascales (Pa) y con un impulso específico de por lo menos 200 seg, utilizando como oxidante al perclorato de amonio (PA). El combustible seleccionado para esta investigación está compuesto por perclorato de amonio (PA), aluminio (Al), polibutadieno con terminaciones hidroxilo (HTPB), hexametil diisocianato (HDI) y un catalizador sólido clorotrifrenitina ( $C_2H_4$ ), SnCl. Este agente propulsor cumple con las siguientes características: alto rendimiento, límites de temperatura ambiente, costo razonable, de fácil manufactura, combustión estable y seguridad en el manejo.

El proceso de manufactura de este agente propulsor metalizado, es mediante mezclado mecánico del perclorato de amonio y de los ingredientes HTPB, PA, HDI, Al y el catalizador clorofenilina, su curado es por reacción química entre el aglutinante y el agente curante a temperatura ambiente (20 a 25° C) y su proceso de extrusión consiste en aplicar presión sobre un molde con ayuda de una prensa hidráulica, esto se hace con el fin de evitar huecos o poros en la estructura del mismo. De esta manera se obtiene un combustible en forma cilíndrica que será utilizado en las diferentes pruebas de este trabajo. Las dimensiones de las muestras utilizadas en la determinación de velocidad de combustión son de 1.5 cm. de diámetro y 10 cm. de longitud. Para el combustible utilizado en la determinación del impulso específico, empuje y presión, su diámetro es de 7.74 cm y su longitud de 15.32 cm.

Una vez fabricado el combustible, en el caso de la determinación de la velocidad de combustión, se le hicieron 3 perforaciones de manera perpendicular a su eje longitudinal, la primera tiene una distancia de 0.3 cm. la segunda de 1.5 cm. y la tercera de 4.0 cm. En estos orificios se colocaron unos alambres de cobre de calibre 38 ó 0.1 mm de espesor, conectando éstos a la placa de pruebas, como se indica en la fig. 1-1. Finalmente se coloca la placa con el combustible alambrado en el interior de una cámara de combustión cerrando herméticamente y presurizando el sistema con nitrógeno. Los hilos de cobre tienen la función de indicar en que momento de la prueba pierden su continuidad eléctrica, esto señala inequívocamente el tiempo que pasa entre el inicio de la combustión y el momento en que el avance del quemado llega a la posición que tienen dentro del cilindro de combustible. Al dividir la distancia a la que están colocados los hilos de cobre sobre el tiempo, es posible obtener la velocidad de combustión. Se determinó experimentalmente que la distancia entre 1.5 y 4.0 cm. proporciona un dato más fehaciente sobre la velocidad de combustión ya que como se había mencionado, esta velocidad se ve afectada por la presión, la temperatura y las estructuras físicas y químicas del combustible.

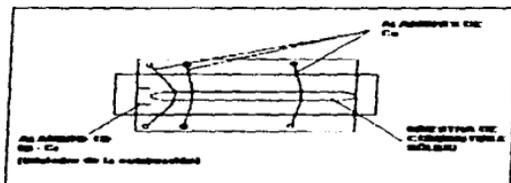


FIG. 1-1 VISTA EN PLANTA DE LA POSICIÓN DEL COMBUSTIBLE EN LA PLACA DE PRUEBAS, CON LOS HILOS DE COBRE PARA MEDIR LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN.

Los procesos de medición tanto de impulso específico, como de la velocidad de combustión y presión han sido automatizados para evitar errores humanos al efectuar las medidas. Se utiliza una computadora PC que se encarga de ejecutar un programa de monitoreo y graficación de las variables que nos interesa medir durante el proceso de combustión. Aproximadamente la computadora recibe del orden de 480 datos/segundo, enseguida ejecuta una serie de operaciones para obtener el tiempo de quemado del combustible utilizando las señales de continuidad de los hilos de cobre. Se utiliza la base de tiempo de la PC para cuantificar el intervalo entre el inicio de la combustión y su paso por las diferentes posiciones de los hilos. Un dato importante es el de la velocidad de captura de la computadora, ya que la velocidad con la que ésta procesa los datos influye en la cantidad de datos que pueda recibir, aumentando o disminuyendo la precisión en la medición. Los resultados son graficados para un posterior análisis. En la fig. 1-2 se muestra un diagrama con la interconexión de los diferentes componentes utilizados en este proceso. La secuencia del programa se describe en los siguientes pasos

#### I. Recepción de datos

- 1.- Configuración del puerto de comunicaciones
- 2.- Se toma la hora de la computadora (H1)
- 3.- Se reciben los datos (se almacenan en memoria)
- 4.- Se toma la hora de la computadora nuevamente (H2)
- 5.- Se calcula la velocidad de captura  $V_c = N^\circ \text{ de datos} / H2-H1$
- 6.- Se almacena  $V_c$

#### II. El cálculo del tiempo de quemado

- 1.- Acceso al archivo de datos
- 2.- Se leen los datos hasta encontrar uno que salga del intervalo de inicio de los voltajes que tiene la placa de combustibles ya alambrados (2.7 a 2.6 volts).
- 3.- A partir de aquí se van contabilizando los datos para establecer el número de éstos en cada intervalo o etapa (es decir, la distancia que existe entre cada una de las perforaciones de los combustibles)
- 4.- La búsqueda termina al encontrar los datos dentro del intervalo de 0.06 a 0.12 volts (alambres ya quemados)
- 5.- Se establece el tiempo de quemado de cada etapa al dividir el número de datos entre la velocidad de captura.

$$tq = \frac{N^\circ \text{ de datos}}{V_c}$$

- 6.- Por último se obtiene una gráfica de voltaje vs tiempo de quemado.

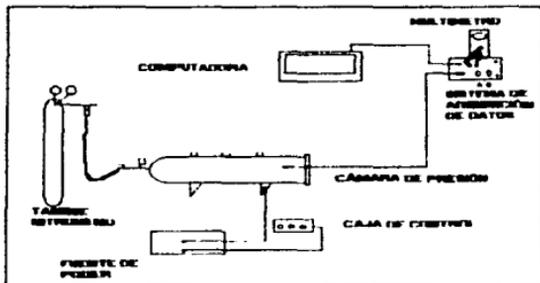


FIG. 1-2 EQUIPO UTILIZADO PARA PRUEBAS DE VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN

#### Medición del Impulso Específico:

La cámara de combustión del motor del banco estático, está instrumentada con una celda de carga y un transductor de presión. En la fig. 1-3 se muestra la colocación de los sensores en la cámara, sus señales son alimentadas a la PC también a través del sistema de adquisición de datos. El programa lleva a cabo la graficación de empuje, impulso específico y presión contra tiempo. La secuencia del programa se describe en los siguientes pasos:

#### 1 Recepción de datos

- 1.- Configurar e inicializar el puerto serial para recepción de datos
- 2.- Esperar a recibir la secuencia inicial de datos 4 y 80 (son datos seleccionados arbitrariamente como medida de seguridad para comprobar que se recibe información útil y no ruido).
- 3.- Si llega la secuencia correcta, entonces recibir dato 1 (dato de presión) y dato 2 (dato de carga) y guardarlos en archivos de memoria separados.
- 4.- Leer dato clave: si el dato en binario es (0000001) se multiplica por 2 al dato 1 en memoria, si el dato es (0000010) se multiplica por 2 el dato 2 en memoria, si el dato es (0000000) los datos de dejan intactos. El hecho de multiplicar por 2 se hace por que el dato que llegó (de presión ó de carga) rebasa el límite de voltaje correspondiente a 255 en cuentas, por lo que el convertidor analógico digital lo divide entre 2. Volver al paso 2 hasta finalizar transmisión.

5.- Al terminar de recibir los datos, se guardan en archivos separados al mismo tiempo que los valores de unos y ceros se transforman a carga o presión

El programa cuenta con las siguientes opciones:

- 1.- Puede mostrar el tiempo de transmisión y número total de datos
- 2.- Presión o carga más altas durante el experimento
- 3.- Área bajo la curva de presión o carga.
- 4.- Graficación autoescalable de los archivos (se obtienen las gráficas de empuje, impulso específico y presión contra tiempo de quemado)

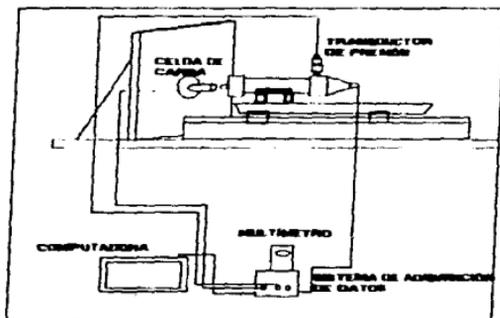


FIG. 1-3 EQUIPO PARA MEDIR IMPULSO ESPECÍFICO, EMPUJE Y PRESIÓN

#### Sistema de Aislamiento:

Debido a la temperatura que se alcanza durante el tiempo de quemado (aprox. 2600° C), se buscó utilizar un aislante térmico que impidiera el deterioro de la cámara de combustión, que está construida con acero CD-40 y cuyas partes más delgadas son de 5 mm de espesor. El aislamiento consistió en cubrir la cámara con un sistema multicapas de cemento más una serie de cubiertas de felpa con rigidizador y tela. Los materiales empleados tales como: el cemento, el rigidizador, la felpa y la tela, son de zirconia debido a las propiedades aislantes que ésta posee. Este aislante tiene un espesor de 3 mm. y la máxima temperatura que llega a existir en las paredes de la cámara es de 90°C, la fig. 1-4 muestra su constitución.



FIG. 1-4 DISEÑO DEL AISLANTE DEL COMBUSTIBLE SÓLIDO,  
UTILIZADO EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN.

## 2. MARCO TEÓRICO

### 2.1 COMBUSTIBLES SÓLIDOS

#### 2.1.1 ¿Qué es un Agente Propulsor?

Un agente propulsor se define como el material que genera un gran número de moléculas gaseosas a alta temperatura durante el proceso de combustión y que además es capaz de sostener la reacción sin la presencia de una atmósfera oxidante externa, por tal razón el agente propulsor necesita estar formado por un combustible y un oxidante. La primera clasificación de un agente propulsor es de acuerdo a su estado físico, ya sea sólido, líquido o gaseoso. La segunda que se refiere a los combustibles sólidos únicamente, separa los combustibles en heterogéneos y homogéneos, cuando el oxidante y el combustible se mezclan físicamente para formar un agente propulsor, el par de materiales se llama heterogéneo o compuesto, cuando el oxidante y el combustible se enlazan químicamente, el material se conoce como agente propulsor homogéneo.

En nuestro caso el combustible es de tipo heterogéneo y está compuesto de partículas cristalinas muy finas que actúan como oxidantes y plásticos orgánicos rodeando cada partícula cristalina actuando como combustibles. Cuando estas partículas se descomponen térmicamente, los fragmentos de oxidante dejan la superficie como especies gaseosas. La naturaleza química de los fragmentos gaseosos depende de la estructura química de las partículas. Entre más partículas oxidantes tenga la molécula, es decir la estructura, mejor será el oxidante.

#### 2.1.2 Clasificación de Combustibles Sólidos de acuerdo a su Manufactura

La manufactura de combustibles puede ser de diferentes formas, como se describe a continuación, ésta clasificación no es rigurosa.

1. Agentes propulsores que son hechos a la medida de especificaciones particulares, tales como combustibles para impulsores o lanzadores espaciales o para misiles tácticos. Cada uno tiene un ingrediente químico específico de diferente velocidad de quemado y rendimiento. Los combustibles para motores de cohete generan gases calientes (arriba de 2127° C) y son usados para producir empuje, mientras que los combustibles para generadores de vapor (calderas) por ejemplo, los gases de combustión producen una temperatura baja (527 a 927° C) y son usados para producir potencia, no empuje.

2. Combustibles de doble-base (DB). Forman un grano de agente propulsor homogéneo, que funciona como una combinación de combustible, oxidante y aglutinante. Los agentes propulsores de doble-base pueden ser modificados y mejorados por adición de oxidantes cristalinios tales como perclorato de amonio (PA), y combustible como el aluminio o compuestos sólidos de nitroamina para formar los llamados agentes propulsores compuestos de doble base modificados (CMDB).

3. Los agentes propulsores compuestos, están constituidos por cristales de oxidante y un combustible en polvo (usualmente aluminio) mezclados con goma sintética, plástico o algún otro aglutinante, tal como polibutadieno. Muchos agentes propulsores compuestos son menos peligrosos que los agentes propulsores de doble-base al manufacturarlos y manejarlos.

Desde décadas pasadas, los agentes propulsores compuestos han sido los más comunes y pueden subdividirse en 1) compuestos convencionales, que usualmente consisten de 65 a 70 % de perclorato de amonio (PA) oxidante cristalino, más 5 a 22 % de polvo de aluminio (Al) ambos unidos en una matriz o aglutinante (8 a 14 %) que consiste en un polímero orgánico y un plastificador; 2) similar a (1) excepto que algo o todo el plastificador y/o aglutinante contienen radicales energéticos tales como DEGN (diétilen glicol dinitrato), el cual puede reaccionar por él mismo sin la adición de oxidante o combustible; 3) compuestos modificados, donde nitroaminas cristalinas (explosivos) tales como RDX (ciclotrimetileno trinitroamina) o HMX (ciclotetrametileno tetranitroamina), son mezclados en el agente propulsor y la cantidad de oxidante se reduce; 4) agentes propulsores compuestos, donde un nitrato cristalino, por ejemplo nitrato de amonio (NA) y/o nitrato de sodio ( $\text{NaNO}_3$ ) son el principal oxidante y reemplazan todo o en parte el perclorato de amonio (PA) con un polímero orgánico y/o un aglutinante energético y/o un plastificador; y 5) agentes propulsores compuestos de forma modificada, donde los ingredientes de doble base, tales como nitroglicena y algunas nitrocelulosas, son agregadas. Existen otras designaciones para otras subcategorías de combustibles y también hay combinaciones que se traslapan entre sí. La tabla 2-1 lista las características de rendimiento para algunos agentes propulsores sólidos.

4. Los agentes propulsores pueden ser clasificados por la densidad del humo en la pluma de salida los que son muy humeantes los de humo reducido, o los que lo minimizan (esencialmente sin humo). El polvo de aluminio, un ingrediente del combustible, es convertido a óxido de aluminio y forma pequeñas partículas sólidas de humo visibles en la salida del gas. Al reducir el contenido de aluminio, la cantidad de humo también se reduce. Las partículas de carbón y óxidos de metal, tales como óxido de zirconia u óxido de hierro, también pueden ser visibles, si la concentración es lo suficientemente alta.

5. De acuerdo al intervalo de seguridad por detonación se puede distinguir a los agentes propulsores como un material potencialmente detonable (clase 1.1) o como un material no detonable (clase 1.3). Ejemplos de la clase 1.1 son agentes propulsores de doble-base y compuestos, conteniendo una proporción significativa de explosivos sólidos (es decir, HMX o RDX), junto con algún otro ingrediente. Con respecto a la clase 1.3 son agentes propulsores compuestos que no tienen en su composición HMX o RDX.

Tipo de Agente Propulsor (a)	Intervalo (tem) (b)	Temperatura de Fusión (°C)	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Contenido de Metales (% peso)	Viscosidad Dinámica (centiPoise) (c)	Exponente Presión n	Clasificación Estuario (µm)	Resistencia (% - 81° C)	Resistencia (% + 89° C)	Método de Procesamiento
DB	220 - 230	2280	1.805	0	1.143	0.3	11 0 1.3	460/2	490/60	Estruido
DB, PA, AI	280 - 285	3583	1.798	20 - 21	1.081	0.4	1.3	2750.5	120.50	Estruido
DBPA - HMX/AI	265 - 270	3704	1.799	20	1.397	0.49	1.1	2375.3	50/33	De disolvente
PVC/PA/AI	260 - 265	3063	1.771	21	1.143	0.35	1.3	368/150	36/220	Mezclado o Disuelto
PS/PA/AI	240 - 250	2780	1.716	3	0.787	0.33	1.3	320/11	99/42	Mezclado
PUPA/AI	260 - 265	2982 - 3315	1.771	16 - 20	0.686	0.15	1.3	1170.6	75/33	Mezclado
PBAN/PA/AI	260 - 263	3204	1.771	16	1.397	0.33	1.3	520/16	71/28	Mezclado
CTPB/PA/AI	260 - 265	3093 - 3204	1.771	15 - 17	1.143	0.4	1.3	325/26	68/75	Mezclado
HTPB/PA/AI	260 - 265	3063 - 3204	1.854	4 - 17	1.016	0.4	1.3	910.50	90/33	Mezclado
PBA/PA/AI	260 - 265	2982 - 3315	1.771	14	0.613	0.35	1.3	500/13	47/31	Mezclado
NA Polímero	180 - 190	1260	1.467	0	0.782	0.6	1.3	200.5	NA	Mezclado

TABLA 2-1 CARACTERÍSTICAS DE RENDIMIENTO DE AGENTES PROPULSORES SÓLIDOS

(a) AI, aluminio

NA, nitrato de amonio

PA, perclorato de amonio

CTPB, polibutadieno con terminaciones carbólicas

DB, doble-base

HMX, tetranitroamina, ciclotetrametileno

HTPB, polibutadieno con terminaciones hidróxilo

PBA, polímero polibutadieno-ácido acrílico

PBAN, terpolímero polibutadieno-ácido acrílico-acrilonitrilo

PS, polisulfuro

PU, poliuretano

PVC, cloruro de polivinilo

(b) a  $6.89 \times 10^6$  Pascales (Pa), expandida a  $1 \times 10^5$  Pa

(c) a  $6.89 \times 10^6$  Pascales (Pa)

6. Por el proceso de manufactura. Su pueden clasificar de acuerdo a la formulación de cada agente propulsor. El mezclado mecánico de un sólido y de ingredientes líquidos seguido por un proceso de curado es el proceso más común de los agentes propulsores compuestos. El curado de algunos agentes propulsores es por reacción química entre el aglutinante y el agente curante, puede ser de (45 a 150° C); algunos sin embargo pueden ser curados a temperatura ambiente (20 a 25° C) como es en nuestro caso o son endurecidos por procesos no químicos, tal como la cristalización. Agentes propulsores que también son hechos por un proceso de solvatación (disolviendo un plastificador en una matriz sólida, cuyo volumen es expandido). Los agentes propulsores extrudidos son hechos por mezclado mecánico (enrollado entre láminas) seguido por la extrusión (aplicando presión a un molde). Los procesos de solvatación y extrusión se aplican principalmente a agentes propulsores de doble base.

7. Agentes propulsores que también son clasificados por su ingrediente principal, tal como su principal oxidante (agentes propulsores de perclorato de amonio, de nitrato de amonio o tipo-azida), o su principal aglutinante o ingrediente de combustible tal como agentes propulsores de polibutadieno o agentes propulsores aluminizados.

#### 8. Agentes propulsores con gases de salida tóxicos y no tóxicos

Hay una gran variedad de ingredientes químicos y formulaciones de agentes propulsores que son sintetizadas y probadas en motores experimentales en la actualidad. Existe una relación de agentes propulsores básicos y otros tipos están siendo investigados para su próxima aplicación. Un agente propulsor típico tiene entre 5 y 15 ingredientes diferentes, en la práctica cada fabricante tiene su propia formulación y procedimiento del proceso en el que involucra el porcentaje exacto de ingredientes y a menudo varía dependiendo la aplicación del motor.

En la práctica, ajustando el porcentaje de peso y planeando la adición o eliminación de uno o más de los ingredientes (aditivos) el combustible conocido como "hecho a la medida" o sea para un caso en particular, se modifica ligeramente para una nueva aplicación o procesamiento en diferentes equipos alterando el motor balístico, tiempo de almacenamiento, límites de temperatura y modificando el ingrediente fuente.

Las nuevas formulaciones de agentes propulsores normalmente son desarrolladas usando mezcladores de tamaño de laboratorio y aparatos relacionados con mezcladores que operan a control remoto por razones de seguridad, al mismo tiempo se hacen estudios de proceso que acompañan al desarrollo de la formulación para evaluar la "viabilidad" de un nuevo combustible y guiando el diseño de cualquier equipo de producción especial necesario para la preparación de ingredientes, mezclando, fundiendo o curando el combustible.

Otros tipos de ingredientes de combustibles han sido usados en motores experimentales, incluyendo compuestos como polvo de berilio, boro, híbridos de boro, litio o berilio o nuevos plastificadores sintéticos orgánicos y materiales aglutinantes con azida o grupos de nitratos y uno de los más prometedores, el perclorato de nitronio. La mayoría todavía no han sido considerados o practicados para producción en motores de cohetes. (10)

### 2.1.3 Propiedades de los Combustibles Sólidos Metalizados

Los polvos metálicos son de interés como ingredientes de combustibles debido a su alta densidad y a su alto calor de reacción. Sin embargo, su comportamiento en la combustión es completamente variado, a diferencia de otros componentes más volátiles del combustible. Este comportamiento en la combustión acarrea una acumulación del metal en la superficie de quemado, lo que produce una formación de agregados que se unen en aglomerados de quemado lento relativamente grandes, que se incendian después de abandonar la superficie de quemado. Las características del comportamiento fino o de detalle del combustible son altamente dependientes del metal, la formulación del combustible, la distribución del tamaño de partícula y las condiciones de flujo en el medio ambiente de la combustión. Este comportamiento determina el efecto del metal sobre la velocidad de quemado en el combustible, la estabilidad de la combustión y la eficiencia de la combustión.

Los metales son usados en combustibles sólidos por varias razones, pero principalmente porque incrementan el impulso específico del motor y la densidad del combustible, aunque también pueden ser usados para reforzar la estructura mecánica del combustible y para controlar la velocidad de quemado, modificando el proceso de transferencia de calor o bien para suprimir la combustión oscilatoria. Algunos metales reaccionan con temperaturas de flama altas, al producirse la reacción de quemado, siendo ésta la principal causa del incremento de impulso específico. Sin embargo, los metales queman de diferente manera en comparación con otros ingredientes del combustible, y algunas veces, modifican las características de quemado. Estos efectos particulares dependen de las propiedades físicas del metal y de sus óxidos y de la naturaleza del combustible.

Algunos de los metales que han sido considerados incluyen al aluminio, magnesio, boro, zirconio y berilio, de éstos metales sólo el aluminio es usado extensivamente en diferentes tamaños de partícula en el intervalo de 10 a 40  $\mu\text{m}$  en concentraciones que varían del 12 al 22 %.

El retardo de algunos metales al quemarse se debe a su resistencia a la ignición, debido a la formación de óxidos que se acumulan sobre la superficie de la partícula, haciéndolas hasta cierto punto inertes. En el caso del aluminio la combustión es prolongada por el contacto de un gran número de partículas que forman "aglomerados" en la superficie quemada del combustible. Tales gotas (típicamente 50 a 200  $\mu\text{m}$ ) requieren de un tiempo de 10 a 100 ms para completar el quemado. Esta combustión usualmente no contribuye mucho a la velocidad de quemado del mismo combustible, porque el calor liberado no ocurre en la superficie.

Para poder entender el comportamiento del metal en la combustión del agente propulsor, es de gran ayuda examinar algunas de sus propiedades críticas, tales como los puntos de fusión y de ebullición, y bajo estas temperaturas realizar una comparación de éstas en varios puntos localizados en la zona de combustión del agente propulsor. Para saber si un metal es fundido en temperaturas presentes sobre la superficie quemada del combustible, existe la posibilidad de que la partícula pueda coalescerse para formar gotas grandes (que tendrían un tiempo de quemado grande). Alternativamente, la película del óxido sobre la superficie tiene una temperatura de fusión alta por lo tanto, a la partícula le es difícil quemarse. Algunas de sus propiedades más importantes son:

**1) La relación del volumen molar de un óxido sólido como constituyente del metal sólido.** Valores  $< 1$  conducen a producir capas de óxido sobre la superficie de las partículas que son permeables, mientras que valores  $> 1$  tienden a producir una película de óxido sobre la superficie de la partícula impermeable, limitando la oxidación en la presente temperatura sobre la superficie de quemado del combustible. El grado de inhibición que tiene la película de óxido que es afectada por el flujo del plástico, durante la oxidación en la superficie.

**2) Relación de coeficientes de expansión térmica del metal sólido y del óxido.** Valores  $> 1$  conducen al esfuerzo de tensión sobre la película de óxido durante el calentamiento. Valores positivos de la expansión del metal durante la fusión tienden a fracturar esta película.

**3) Punto de fusión del metal** Cuando el valor está en el intervalo de temperatura sobre la superficie quemada del combustible, las partículas tienden a provocar una fractura en la película de óxido. El flujo de las partículas del metal durante la combustión, da como resultado un incremento en la velocidad de oxidación.

**4) Punto de fusión del óxido** La temperatura de fusión del óxido es mayor que la temperatura de fusión del metal (aluminio) es decir, cuando el óxido fundido se disuelve en el metal fundido su máxima temperatura se logra sobre la superficie de quemado del combustible, por lo que el óxido causa que las partículas se conjunten ahí.

**5) Solubilidad del óxido fundido en el metal fundido.** La alta solubilidad del óxido se produce en el quemado por difusión del metal a través de la superficie por una capa de óxido. El óxido tiende a acumularse sobre la superficie impidiendo que se lleve a cabo la reacción.

**6) Punto de ebullición del metal** Cuando la película del óxido se presenta constantemente al inicio y al final del quemado se tiene, una flama que cubre la gota produciendo vapor o humo condensado de óxido (Al).

**7) Punto de ebullición del óxido (o disociación)** Cuando esta temperatura es alcanzada sobre la superficie de la gota se produce rápidamente la combustión por la reacción de la flama sobre la cubierta.

La anterior enumeración de las propiedades físicas de los metales y óxidos ilustran la diversidad de la ignición y el comportamiento de la combustión en varios metales a diferentes temperaturas y su dependencia de propiedades termodinámicas. Experimentalmente se comprueba que su comportamiento es dependiente de la atmósfera oxidante (presión, temperatura y composición).

Las temperaturas involucradas en estos experimentos son típicas de la superficie del combustible, por lo que no es de sorprender que la aglomeración de partículas de aluminio ocurra durante la combustión del agente propulsor y que el grado de aglomeración sea dependiente de las propiedades de las partículas de aluminio.

La ignición de las partículas de aluminio ocurre cuando las reacciones de oxidación siguen el fondo de la película de óxido, y es bastante vigorosa ya que induce un incremento progresivo en la temperatura. (9).

## 2.2 COMBUSTIÓN DE AGENTES PROPULSORES SÓLIDOS

### 2.2.1 Combustión de Agentes Propulsores Sólidos y Metalizados

La combustión es una reacción exotérmica que involucra reacciones de oxidación rápidas, este fenómeno ha sido estudiado exhaustivamente en los últimos veinte años para comprender los mecanismos de combustión de varios tipos de combustibles. Puesto que los combustibles sólidos se queman a altas presiones, las observaciones y medidas experimentales se hacen más difíciles que otros procesos de combustión. En la actualidad, los aspectos teóricos de la cinética química y de la naturaleza dinámica de los flujos de combustión han sido estudiados a través del uso de computadoras de alta velocidad y equipos ópticos modernos para realizar estudios acerca de la estructura de la flama y validar modelos teóricos. El fenómeno de combustión de un sólido es mucho más complejo que el de un gas, por los cambios de fase involucrados, de sólido a líquido, de líquido a gas y de sólido a gas, (17)

Aunque los mecanismos que operan en la fase de la combustión no se han comprendido completamente, comúnmente el combustible y el oxidante se encuentran mezclados en una fase heterogénea y se descomponen en la superficie para producir las especies oxidantes y combustibles. El rompimiento del combustible orgánico tiene lugar en la zona de reacción más cercana a la superficie sólida y consiste en fragmentos volátiles de hidrocarburos mientras que el perclorato de amonio (PA) se descompone en amoníaco y ácido perclórico. La fig. 2-1 muestra la onda de combustión, con un perfil de temperatura unidimensional, de un combustible sólido que usa PA como oxidante.

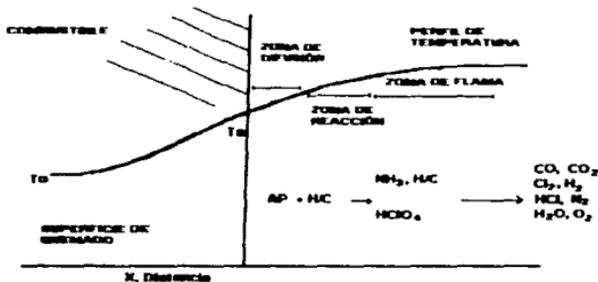


FIG. 2-1 ONDA DE COMBUSTIÓN UNIDIMENSIONAL DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO CON (PA) COMO OXIDANTE.

Para que la reacción tome lugar, las especies combustibles y oxidantes tienen que sufrir un mezclado, así el mezclado por difusión puede ser un proceso crítico; los tiempos característicos para las reacciones en fase gaseosa decrecen rápidamente con el incremento de la presión. A bajas presiones particularmente con tamaños de partícula de perclorato de amonio (PA) pequeñas, la velocidad de la reacción de la combustión de los gases, provenientes de la gasificación del combustible, es mayor que la velocidad de difusión, no obstante con el incremento de la presión, los tiempos de reacción se hacen cortos y el mezclado se convierte en el proceso limitante de la velocidad de combustión.

El comportamiento del aluminio es dependiente de la composición de la atmósfera, pero la descripción más representativa de su combustión es observada en la fig. 2-2. La gota está alrededor de 2227° C. como un residuo del óxido fundido sobre la superficie y una flama cubierta aislada. Esta temperatura es forzada por el punto de fusión del óxido y el punto de ebullición del aluminio (bajo la superficie del óxido se observa un colapso en la flama). El flujo de vapor de aluminio del combustible forma una gota de  $Al_2O_3$ , (típicamente  $< 2 \mu m$ )

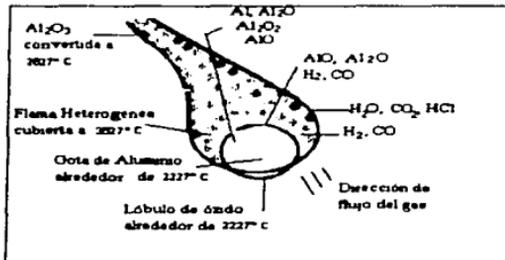


FIG. 2-2 NATURALEZA DE LA ZONA DE COMBUSTIÓN DEL QUEMADO DE UNA GOTTA DE ALUMINIO EN UN FLUJO CONVECTIVO.

El comportamiento de los agentes propulsores metalizados puede ser entendido si uno considera el cambio progresivo de las condiciones físicas frente a la combustión y las partículas de aluminio mezcladas en el agente propulsor. En este tipo de combustibles las partículas de aluminio son agrupadas en la microestructura del mismo, llenando el espacio entre las partículas de oxidante.

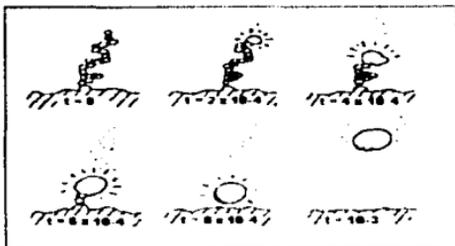
Cada partícula experimenta el incremento en la temperatura, así como la superficie de quemado del combustible (el espesor de la onda térmica es comparable al diámetro de la partícula del aluminio). Durante la combustión el aglutinante polimeriza a distancia la

partícula emergida, exponiéndose al vapor de la atmósfera, que consiste inicialmente de especies del combustible. La partícula crece en el aglutinante y es atraída a la superficie "mojada" por una capa del mismo aglutinante y de sus productos de descomposición intermedios en la superficie (aún inmersa en la fusión de la próxis), la partícula es unida con otras partículas emergentes experimentando una acumulación en el proceso

El factor de acumulación del aluminio sobre la superficie quemada es establecido por una variedad de experimentos, incluyendo fotografías de combustión, estudios de superficies extinguidas y observaciones de aglomerados de aluminio, extinguiendo el colector de flujo a distancia de la superficie del combustible. Así, es evidente que la partícula de aluminio usualmente tiene la oportunidad de acumularse y concentrarse sobre la superficie de quemado y que esta oportunidad lo conlleva a la formación de gotas grandes referidas aquí como "aglomerados"

Durante el proceso de concentración, las partículas de aluminio y de los residuos del aglutinante son calentadas progresivamente y junto con una interacción directa de la partícula o acción adhesiva de los residuos del aglutinante, son convertidas en un grupo mal definido y referido como "acumulados". La temperatura de las partículas evidentemente tienen valores aproximados al punto de fusión del aluminio, con un retraso por la naturaleza protectora de la película de óxido. La adición del aluminio en el combustible experimenta una transición en la química y el ambiente térmico resultado de la exposición de la combustión cercana a las partículas del oxidante. La variación del ambiente, es diferente para cada partícula de aluminio dirigiendo eventualmente la caída de la película de óxido que permite la unión de cada acumulado entre uno o más aglomerados.

Una secuencia del movimiento de la flama fig 2-3 tomada en unas cuantas milésimas de segundo, revela un acumulado irregular que estaría separado de la superficie del combustible. El exterior del acumulado es aparentemente extendido entre una región más favorable para la ignición (previamente caliente) y empezando a producir luz (flama 2 de la fig. 2-3), en este punto el óxido está presumiblemente fracturado localmente hacia abajo y el mismo calentamiento por oxidación del aluminio llega a ser significativo. La inflamación progresa a través del acumulado hacia la superficie del combustible.



**FIG. 2-3 ESQUEMAS DE FLAMAS EN VARIOS MOVIMIENTOS A ALTAS VELOCIDADES ILUSTRAN LA PROTECCIÓN DE LA AGLOMERACIÓN-IGNICIÓN EN EL CUAL LA PORCIÓN DEL ACUMULADO SE INFLAMA Y SE PRECIPITA LA AGLOMERACIÓN-INFLAMACIÓN DEL ACUMULADO CALIENTE.**

Una pluma de humo emerge de la gota de aluminio como se indica en la fig. 2-2 indicando el establecimiento de una flama cubierta sobre el aglomerado creciente. La fig. 2-3 muestra la inflamación que tiene la superficie de la gota en diferentes secuencias de eventos en sitios donde se libera calor. Las figuras 2-2 y 2-3 ayudan a predecir los efectos sobre la velocidad de combustión del agente propulsor, la eficiencia y la estabilidad de la combustión.

Se presenta enseguida un resumen, sobre algunas tendencias generales respaldadas por la mayoría de los estudios sobre el proceso de combustión:

- 1) El tamaño de acumulados y aglomerados es afectado fuertemente por el agrupamiento de partículas de aluminio en la matriz del combustible. Específicamente, las partículas del oxidante relativamente gruesas, tienden a formar paquetes en su microestructura, en las cuales las partículas de aluminio tienden a concentrarse.
- 2) Los combustibles con alto contenido de aluminio, tienden a formar aglomerados grandes de aluminio.
- 3) En presiones bajas, los grupos de partículas de aluminio son difícilmente encendidas y se interconectan para formar aglomerados relativamente grandes.
- 4) Los combustibles con bajo contenido de oxidante y alto contenido de aglutinante provocan malas condiciones para la ignición del aluminio y condiciones favorables para la concentración de aluminio en la superficie (usualmente corresponde a aglomerados grandes).

5) La flama de perclorato de amonio normalmente no es suficiente por si sola para encender al acumulado de aluminio (es decir, se requieren temperaturas más altas en la flama del aglutinante)

6) Las condiciones que causan altas velocidades de quemado del combustible generalmente están asociadas a una baja aglomeración de aluminio, debido al incremento de la temperatura entre el aglutinante y el oxidante

7) Las modificaciones de la película original de óxido sobre el aluminio afectan la ignición del aluminio y en consecuencia el tamaño del aglomerado

Los tiempos de quemado de aglomerados en motoras de cohetes no son sustancialmente confiables, principalmente porque el tamaño inicial y la naturaleza del aglomerado tampoco son conocidos y porque no es práctico observar el quemado de las gotas en el motor.

En vista de las características térmicas de la combustión del metal en combustibles convencionales, uno puede anticipar los siguientes efectos sobre la velocidad de quemado del combustible:

1) El incremento de la conductividad térmica del combustible, aumenta la velocidad de quemado de la superficie de los metales.

2) Cuando la oxidación del metal ocurre sobre la superficie, la velocidad se incrementa. Esto podría tener un efecto mayor cuando el metal y el oxidante son interactivos sobre la superficie, pero al parecer el efecto es pequeño con combustibles aluminizados convencionales, ya que la oxidación del metal ocurre a distancia de la superficie de quemado.

3) La alta luminosidad de la combustión del metal permite el incremento de la transferencia de calor por radiación y en consecuencia aumenta la velocidad de quemado.

4) En aplicaciones que involucran una mayor aceleración (especialmente en motores estabilizados por giro) la velocidad de quemado puede ser modificada por el quemado del metal cerca de la superficie del combustible.

5) En combustibles con fibras o alambres de metal, la transferencia de calor local puede incrementar la velocidad de quemado cerca de los alambres, con un incremento proporcional al área de la superficie en contacto.

El efecto neto de la adición de polvo de aluminio sobre la velocidad de quemado no es usualmente grande, y puede ser positivo o negativo. Por razones prácticas la adición de aluminio es mezclado con cambios de tamaño de distribución de partícula del oxidante y la estequiometría del combustible, así que cualquier generalización sobre efectos de la velocidad de quemado son condicionales sobre estos cambios y para las características del combustible. Así, el efecto de la adición directa del aluminio sobre la superficie de quemado es normalmente pequeño, pero reemplazando una fracción fina de oxidante por

aluminio, es probable reducir la velocidad de quemado, especialmente en un combustible que tiene un intervalo grande de tamaño de partícula del oxidante.

Un análisis del efecto del tamaño de partícula sugiere que los efectos de la adición del aluminio podrían ser descritos como un cambio en la velocidad controlada por el tamaño de partícula del oxidante. La mayoría de los fabricantes de combustibles basan sus expectativas en la experiencia, algunas de las generalizaciones emergen de la discusión de tales experiencias que incluyen lo siguiente:

- 1) Las condiciones de la combustión del aluminio sobre o cerca de la superficie, tienden a incrementar la velocidad de quemado y reducen la dependencia con la presión.
- 2) El cambio de formulación de un combustible más rico por la adición de aluminio, usualmente reduce la velocidad de quemado.
- 3) El efecto del aluminio sobre la velocidad de quemado, es mínimo en los combustibles con aglutinantes de alta energía.
- 4) La aceleración del quemado tiende a mantener el aluminio cerca de la superficie del combustible provocando así, el incremento en la velocidad de combustión. (9)

### 2.2.2 Relación de la Velocidad de Combustión con la Presión

Las ecuaciones que relacionan la velocidad de combustión con algunos parámetros de la misma, son de gran ayuda en diseños preliminares, ya que por extrapolación de datos por ejemplo nos ayudan a comprender a groso modo el fenómeno. Sin embargo, no hay modelos analíticos que sustenten la predicción adecuada de la velocidad de combustión, por lo que ésta se puede simplificar suponiendo que  $r$  depende de la presión, la temperatura y las estructuras físicas y químicas del combustible.

En la mayoría de los combustibles es posible aproximar la velocidad de combustión como una función de la presión de la cámara, en un intervalo limitado. Para muchos agentes propulsores, la ecuación empírica apropiada es:

$$r = a P^n \quad (1)$$

Donde:

$r$  = Es la velocidad de combustión, se mide en cm/seg y depende de la presión, la temperatura y las estructuras físicas y químicas del combustible.

$P$  = Es la presión de cámara, en Pascales (Pa).

$a$  = Constante empírica determinada en función de la temperatura a la que se encuentran los cristales del oxidante (PA) e independiente de la presión.

$n$  = Constante empírica, conocida como el exponente de la presión de la velocidad de combustión, está en función de la composición del combustible y del tamaño de partícula del oxidante.

### 2.2.3 Relación de la Velocidad de Combustión con la Temperatura

El efecto de la temperatura ambiente sobre la velocidad de reacción química y la temperatura inicial del grano de un combustible, antes de ser influenciado por la combustión, se muestran en las figs. 2-4 y 2-5. Comúnmente en la práctica, se recomienda que para la fabricación de motores sólidos de cohetes la temperatura del grano del combustible no sea inferior a 21° C, ya que de lo contrario se obtendrían resultados no confiables debido a las propiedades higroscópicas del oxidante. Las características de rendimiento del motor deben estar dentro de los límites especificados. Para motores que usan combustible compuesto experimentalmente de 20 a 35 % de variación en la presión de la cámara y de 20 a 30 % de variación en el tiempo de operación sobre el intervalo de temperaturas del combustible (ver fig. 2-5). En un motor de cohete grande el grano suele tener diferentes calentamiento que puede causar una diferencia suficientemente grande en la velocidad de combustión, por lo que esto puede causar un leve empuje de desalineamiento del cohete, (10).

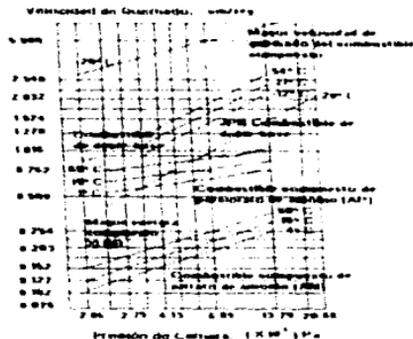


FIG. 2-4 PLANO LOGARITMICO DE VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN CONTRA PRESIÓN DE CÁMARA PARA ALGUNOS COMBUSTIBLES SÓLIDOS A DIVERSAS TEMPERATURAS.

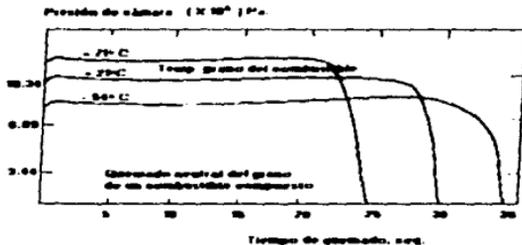


FIG. 2.5 EFECTO DE LA TEMPERATURA DEL COMBUSTIBLE SÓLIDO SOBRE EL TIEMPO DE QUEMADO EN LA CÁMARA DE PRESIÓN DE UN MOTOR DE COHETE EN PARTICULAR.

## 2.2.4. Sensitividad a la Temperatura de la Relación de Quemado

Como se muestra en la ecuación (1), la relación de quemado es dependiente de la presión, sin embargo, también depende de la temperatura inicial del combustible cuando la presión se mantiene constante. Se define  $\sigma_p$  como la variación de la relación de quemado con el cambio de temperatura inicial a una presión constante:

$$r = a P \Delta n \quad (1)$$

$$\sigma_p = \frac{1}{r} \frac{r_1 - r_0}{T_1 - T_0} \quad (2)$$

donde  $r_0$  y  $r_1$  son las relaciones de quemado a temperaturas  $T_0$  y  $T_1$ , respectivamente. El símbolo  $\sigma_p$  representa la variación de la relación de quemado por unidad de temperatura y es llamado sensibilidad a la temperatura de la relación de quemado, a presión constante. La dimensión de  $\sigma_p$  es  $^\circ \text{C}^{-1}$  y  $\sigma_p \times 100$  es %  $^\circ \text{C}$  del cambio de relación de quemado. La ecuación (2) es reescrita en una diferencial más complicada como:

$$\sigma_p = \frac{1}{r} \left[ \frac{\partial r}{\partial T} \right]_p = \left[ \frac{\partial \ln r}{\partial T} \right]_p \quad (2a)$$

Sustituyendo la ecuación (1) en ecuación (2a) da,

$$\dot{p} \left[ \frac{c^2 \ln(a/r^*)}{cT} \right]_p = \frac{1}{a} \left[ \frac{c \dot{u}}{cT} \right]_p \quad (2b)$$

Cuando la temperatura inicial de un combustible en un motor de cohete cambia, la relación de quemado del combustible cambia de acuerdo a la relación dada en la ecuación (2). Sin embargo, el punto de cruce para una presión en equilibrio como se muestra en la fig. 2-6 cambia de posición a otro punto también en equilibrio. Aunque, el  $\pi_s$  dado por la ecuación (2) no es suficiente para expresar el efecto del cambio de temperatura inicial en el rendimiento de un motor de cohete. Así, la sensibilidad a la temperatura es usada para evaluar el efecto de la misma.

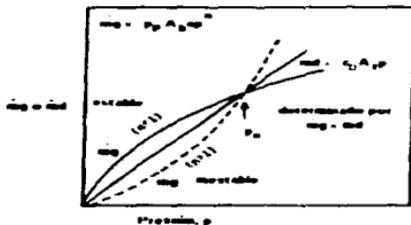


FIG. 2-6 BALANCE DE MASA EN UN MOTOR DE COHETE MOSTRANDO UN CRITERIO ESTABLE EN LA PRESIÓN DE CÁMARA.

$$\pi_s = \frac{1}{p} \frac{p_1 - p_0}{T_1 - T_0} \quad (3)$$

donde  $p_0$  y  $p_1$  son la presión en la cámara de combustión a las temperaturas iniciales  $T_0$  y  $T_1$  respectivamente. Así,  $\pi_s$  indica la variación específica de la presión en la cámara de combustión por unidad de temperatura y es llamada sensibilidad a la temperatura a presión constante.  $k_s$  es definida como  $k_s = \Delta b / \Delta t$  es una constante equivalente a una dimensión fija física de un motor de cohete. La dimensión de  $\pi_s$  es dada por  $C^{-1}$  y  $\pi_s \times 100$  indica la variación específica de la presión de la cámara como %/C. Similar a la ecuación (2a),  $\pi_s$  puede ser escrita en forma diferencial como,

$$\pi_s = \frac{1}{p} \left| \frac{\partial p}{\partial T} \right|_{\text{ca}} = \left| \frac{\partial^2 \ln p}{\partial T^2} \right|_{\text{ca}} \quad (3a)$$

Así,  $\sigma_p$  y  $\pi_s$  son dependientes solamente en la naturaleza de la relación de quemado del agente propulsor y son determinados por el mecanismo de combustión de los mismos.

El valor de  $\sigma_p$  para combustibles convencionales está en el intervalo de 0.002° C y 0.008° C. Por ejemplo, en la temperatura el intervalo es -41° C y 141° C, la relación de quemado de un combustible con  $\sigma_p = 0.005$ ° C varía un 50 %. Cuando este combustible se quema, el  $\pi_s$  dado por la ecuación (3), es  $\pi_s = 0.005/(1-n)$

El exponente de la presión de la relación de quemado es 0.5,  $\pi_s$  es equivalente a 0.01° C y la presión en la cámara varía un 100 % para el mismo intervalo de temperatura. Una variación grande en el efecto de la presión en la cámara afecta el empuje del motor del cohete, el empuje varía más de un 100 %. De este modo, la relación de características más deseables de quemado para los combustibles, son que  $n$  y  $\sigma_p$  sean lo más pequeños posibles. Cambiando la relación de quemado por la variación de la temperatura inicial, alteran no solamente la presión de la cámara y el empuje, sino también el tiempo de quemado del combustible. También esto puede cambiar la ruta de vuelo del proyectil ó cohete. Sin embargo, la temperatura inicial no cambia el contenido de la energía química en el combustible, pero cambia la reacción química de la relación de quemado. (19)

## 2.2.5 Características de un Motor de Combustible Sólido

Un motor de cohete es un ejemplo típico de un sistema de transferencia de energía, el cual puede ser explicado directamente por la termodinámica y la segunda ley de Newton; al quemarse el combustible se generan gases a alta presión que al pasar por la tobera, convierten su entalpía en energía cinética, produciendo una fuerte reacción.

El empuje generado por un motor de cohete es producido por la distribución de presión en el motor. Si uno puede determinar la distribución de presión que actúa en la superficie interior del motor, el empuje puede ser:

$$F = \int p dA \quad (4)$$

donde  $p$  es la presión,  $A$  es la superficie interior del motor y la integración debe ser dada a lo largo de toda el área de superficie. La ecuación (4) es justamente el cambio de momentum resultado de la eyección de gases de combustión del motor de cohete.

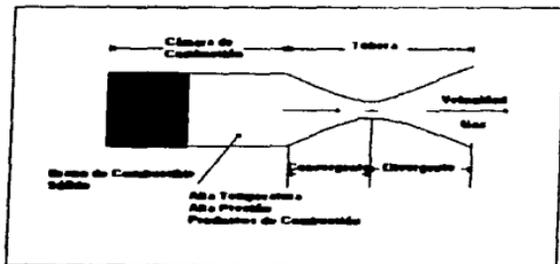


FIG. 2-7 ESQUEMA DE UN MOTOR DE COHETE.

El motor consiste de una cámara de combustión y una tobera convergente-divergente. A alta presión los gases producidos por la combustión algunas veces depositan pequeñas fracciones de partículas que son condensadas en la cámara por el combustible quemado. Durante el intervalo de tiempo de un estado estable de operación, la presión es aproximadamente constante y la velocidad del flujo del gas quemado es usualmente pequeña dentro de la cámara. Sin embargo, en la parte convergente de la tobera la presión decrece y la velocidad del flujo se incrementa.

En la garganta de la tobera la velocidad del flujo se convierte en sónica. En la parte divergente de la tobera, la velocidad es supersónica mientras que disminuye la presión. En la salida de la tobera, la velocidad del flujo se extiende al máximo y la presión se convierte aproximadamente a la presión ambiente.

La distribución de presión  $P$ , velocidad  $U$ , temperatura  $T$ , se muestran en la fig. 2-8 en donde la presión actúa en la dirección axial del motor de combustible sólido.

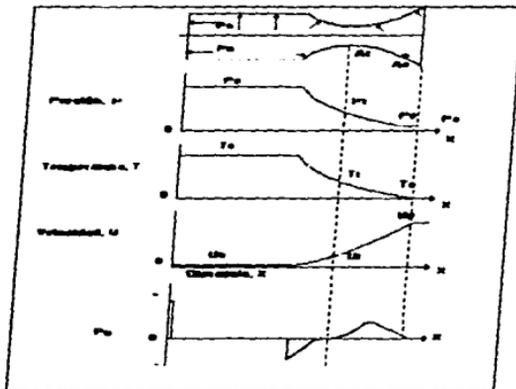


FIG. 2-8 DISTRIBUCIONES DE PRESIÓN, TEMPERATURA Y VELOCIDAD DE LOS GASES EN UNA TOBERA.

La presión resultante en toda la superficie del motor del cohete es calculada usando la ecuación (4). De este modo el empuje puede ser escrito como

$$F = c_c A_c p_c \quad (5)$$

donde  $c_c$  es el coeficiente de empuje, el cual es un parámetro importante determinado por el flujo en la tobera,  $A_c$  es el área de la garganta de la tobera y  $p_c$  es la presión en la cámara de combustión. El área de sección transversal de la cámara de combustión es mayor que el área de la garganta, esto es evidente en la distribución de presión mostrada en la fig. 2-8 en donde  $c_c$  es siempre mayor que la unidad. Por ejemplo para una tobera convergente el  $c_c$  es aproximado a 1.2. En la sección convergente la velocidad del flujo se incrementa y la presión decrece, esto es resultado de una disminución continua de  $P_n$  actuando en la parte convergente de la tobera. Aunque esto es una contribución neta del empuje debido a la diferencia entre los valores de  $P_n$  en la sección convergente. Cuando la tobera consiste de secciones convergentes y divergentes el  $c_c$  puede incrementarse aproximadamente a 1.7 debido al efecto de  $P_n$  que actúa en la sección divergente. Esto es evidente en la fig. 2-8, ese empuje varía con la forma de sección de la tobera, igual cuando la presión de la cámara se mantiene constante. En otras palabras, el empuje no depende solamente de los procesos de combustión de los agentes propulsores sino también de la forma del motor.

Los parámetros importantes para el diseño del motor de cohete son  $c_c$ ,  $p_c$ ,  $u_c$  y  $T_c$ , pueden ser calculados usando las ecuaciones de flujo isentrópico unidimensional, las cuales son resumidas como sigue:

$$c_c = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma^2 - 1} \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\gamma+1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_x}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{p_c}{\rho_c} \frac{p_c}{p_c} \frac{A_c}{A_t} \quad (6)$$

$$\frac{A_t}{A_x} = \left[ \frac{\gamma + 1}{2} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \left( \frac{p_x}{p_c} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma^2 - 1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_x}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (7)$$

$$\frac{u_x}{u_t} = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma^2 - 1} \left[ 1 - \left( \frac{p_x}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}}} \quad (8)$$

$$\frac{T_x}{T_c} = \left[ \frac{p_x}{p_c} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (9)$$

donde  $\gamma$  es la relación de calor específico del gas y los subíndices  $c$ ,  $t$ , y  $x$  son cámara, garganta y la distancia a lo largo del motor (axial), respectivamente. Como se muestra en la ecuación (4) y (5) el empuje es fuertemente dependiente de la presión de la cámara.

Enseguida se describe como la presión de la cámara es determinada por la combustión del agente propulsor en la misma.

La masa que fluye en la garganta del motor está en función del quemado del combustible sólido, entonces el balance de masa en el motor del cohete puede ser escrito así:

$$\frac{d(\rho_p V_c)}{dt} = m\dot{G} - md \quad (10)$$

donde  $V_c$  es el volumen de la cámara  $\rho_p$  es la densidad del gas quemado,  $m\dot{G}$  masa generada y  $md$  masa descargada. Bajo una aproximación de un estado estable y con la condición de mantener constante la presión de la cámara, el término del lado derecho de la ecuación (10) es despreciable. Sin embargo, este término juega un papel importante en la inestabilidad de quemado tal como ocurre en la ignición transitoria, quemado oscilatorio y terminación de la combustión. La relación de masa descargada por la estrangulación en la tobera es proporcional a la presión de la cámara

$$md = c_D A_p p_c \quad (11)$$

el cual es un fluido puro de relación dinámica. La constante de proporcionalidad  $c_D$ , es llamado coeficiente de descarga de la tobera, como una unidad de masa de la relación de flujo, fuerza (proporción/fuerza) y es dependiente de parámetros, tales como temperatura, peso molecular y calor específico del gas quemado. El  $c_D$ , es dado por la ecuación (12).

$$c_D = \sqrt{\gamma} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \frac{M_w}{R T_c} \quad (12)$$

donde  $M_w$  es el peso molecular y  $R$  es la constante universal del gas. La relación de generación de masa en la cámara de combustión, es equivalente a la relación de quemado de masa del combustible.

$$m\dot{G} = \rho_p A_p r \quad (13)$$

donde  $\rho_p$  es la densidad del combustible,  $A_p$  es el área de quemado del combustible,  $r$  es la relación lineal de quemado, que es definida como la regresión de la distancia por unidad de tiempo perpendicular a la superficie de quemado. Para el estado estable de quemado, usando las ecuaciones (11) y (13) la ecuación de balance de masa puede ser escrita como:

$$\rho_p A_p r = c_D A_p p_c \quad (14)$$

y la presión de la cámara es

$$p_c = \rho_p A_b r / c_D A_t \quad (15)$$

Así, el empuje puede ser escrito, usando las ecuaciones (5) y (15)

$$F = (c_p / c_D) \rho_p A_b r = I_{sp} m \dot{m} g_0 \quad (16)$$

donde  $c_p / (c_D g_0) = I_{sp}$  es definido como impulso específico y  $g_0$  como la aceleración normal gravitacional a nivel del mar. Para medir el impulso específico que proporciona el combustible, se instrumentó la cámara de combustión con una celda de carga; ésta mide directamente la fuerza producida durante la combustión. Multiplicando la fuerza por el tiempo que dura el quemado, obtenemos el impulso total, y al dividir dicho impulso por la cantidad de masa del combustible y la aceleración gravitacional, obtenemos el impulso específico. Sus unidades son segundos. El  $I_{sp}$  es un parámetro muy útil en la evaluación de la eficiencia de combustión de los agentes propulsores.

Como se muestra en la ecuación (16) el impulso específico ( $I_{sp}$ ) es dependiente no solamente del coeficiente de descarga  $c_D$ , si no también del coeficiente de empuje  $c_p$ , también es una función de las propiedades químicas de los combustibles y del proceso de expansión a lo largo de la tobera y puede ser escrito como

$$I_{sp} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} R \frac{T_c}{Mw} \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] + \left[ \frac{\gamma+1}{2} \right]^{\frac{\gamma-1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{RT_c}{\gamma Mw}} \left[ \frac{p_c - p_a}{p_c} \right] \frac{A_e}{A_t} \quad (17)$$

La presión de la cámara de combustión o el empuje es dependiente en la relación de quemado de los combustibles como se muestra en las ecuaciones (15) y (16). Un empuje mayor ocurre cuando la proporción de quemado es alto. En la relación de quemado de la ecuación (1).

$$r = a P^n \quad (1)$$

donde  $n$  es el exponente de la presión de la relación de quemado y  $a$  es una constante. La presión en la cámara de combustión puede ser escrita como:

$$p_c = \left[ \frac{a \rho_p A_b}{c_D A_t} \right]^{1/n} \quad (18)$$

La ecuación (1) es la ecuación de Vitille o Saint Robert, donde  $n$  y  $a$  son dependientes de la composición química y de la temperatura inicial del combustible. Esta relación de quemado está basada en varias medidas empíricas. (19)

### 2.2.6 Configuración del Grano del Combustible Sólido

El grano es la masa del combustible formada en el interior del motor del cohete. El material del combustible y la configuración geométrica del grano pueden determinar las características de rendimiento del motor, por lo que su diseño merece mayor atención. El grano del combustible es moldeado por extrusión en una prensa hidráulica y tiene una apariencia sensible a un plástico o una goma dura. Una vez encendido se quema toda la superficie expuesta. Algunos motores de cohetes tienen más que un tamaño de grano en su interior y algunos granos son segmentados, hechos de diferente composición, (es decir, dan diferente velocidad de quemado). Sin embargo, la mayoría de los cohetes tienen un único grano. Existen dos tipos de granos: Cartucho-cargado de grano, que es manufacturado separadamente de la cubierta (por extrusión o formado en un molde); la carga es ensamblada en el interior de la cubierta. El otro tipo es Cubierta-depósito de granos, la cubierta es usada como un molde y el combustible es formado directamente en la cubierta. En la actualidad, la mayoría de los granos son formados por Cubierta-depósito de granos.

#### DEFINICIONES Y TERMINOLOGÍA IMPORTANTE EN GRANOS DE AGENTES PROPULSORES:

**Configuración**: La forma o geometría de la superficie de quemado inicial de un grano de acuerdo a su aplicación en un motor.

**Grano cilíndrico**: Un grano en que la sección transversal interna es constante a lo largo del eje sin considerar la forma de perforación.

**Quemado neutral**: Durante el tiempo de quemado del motor, el empuje, la presión y el área de superficie de quemado, son aproximadamente constantes. (ver fig. 2-9).

**Perforación**: La cavidad central del puerto o pasaje del flujo de un grano de combustible; en la sección transversal puede ser un cilindro, en forma de estrella, etc. (ver fig. 2-10).

**Quemado progresivo**: Durante el tiempo de quemado, tanto el empuje, la presión y el área de superficie de quemado se incrementan, (vea fig. 2-9).

**Quemado regresivo**: Durante el tiempo de quemado el empuje, la presión y el área de superficie de quemado disminuyen, (vea fig. 2-9).

**Superficie restringida**: La superficie de un grano es restringida desde el quemado, usualmente por el cuerpo de un material inhibidor en esa superficie.

**Mecha** Indicador (alambre ó Tela) que se adhiere al combustible para ser la iniciadora de la combustión (se coloca en la tobera).

**Tiempo de quemado o tiempo de quemado efectivo,  $t_b$**  Usualmente de 10 % máximo de presión inicial (o empuje).

**Tiempo de Acción,  $t_a$**  El tiempo de quemado mas el incremento del tiempo de quemado de la mecha, típicamente el intervalo entre la presión inicial y final 10 % (o empuje)

**Límite de Deflagración** La presión mínima en que la combustión es todavía uniforme sosteniéndola y manteniéndola sin adición de energía. Bajo esta presión la combustión cesa, por lo tanto es errática e inestable con apañción y desaparición periódica de la forma de la pluma

**Inhibidor** Es una capa o revestimiento o material no quemable usualmente un polímero, aplicado a la superficie del grano del combustible para prevenir el quemado en esa superficie. Este es llamado limitador.

**Revestimiento**: Una capa delgada viscosa, de quemado no uniforme de material tipo polímero, es aplicada a la cubierta primero el combustible

**Aislante Interno**: Es una capa interna entre la cubierta y el grano del combustible hecha de adhesivo de material térmicamente aislante. El propósito es limitar la transferencia de calor y el incremento de la temperatura de la cubierta durante la operación del cohete

**Espesor de Tela** El espesor mínimo del grano de la superficie de quemado inicial a la pared de la cubierta aislada a la intersección de otra superficie de quemado, para un quemado-final del grano,  $b$  igual a la longitud del grano. (vea fig. 2-10)

**Fracción Tela,  $b_f$**  Para una cubierta-depósito del quemado interno del grano, la relación del espesor de la tela  $b$  al radio exterior del grano.

**Fracción de Cámara Volumétrica,  $V_f$**  Es la relación del volumen del  $V_b$  a del volumen de la cámara  $V_c$  (no incluyendo la tobera) disponible para el combustible, aislante y limitadores

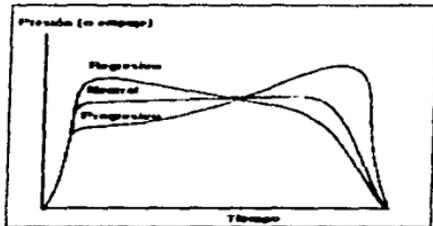


FIG.2-9 CLASIFICACIÓN DE GRANOS DE OXIDANTE (PA) DE ACUERDO A CARACTERÍSTICAS DE TIEMPO-PRESIÓN.

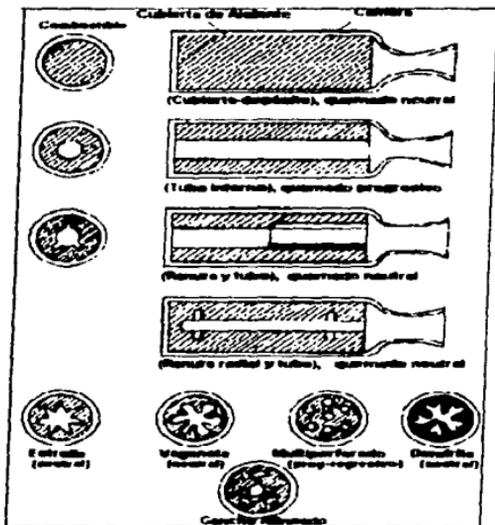


FIG.2-10 DIAGRAMA SIMPLIFICADO DE DIVERSAS CONFIGURACIONES DE GRANO DEL COMBUSTIBLE SÓLIDO.

Además de lo anterior el grano tiene que satisfacer diversos requerimientos interrelacionados:

1. Definición de las características del grano. Esto es usualmente establecido por diseñadores de vehículos, ellos incluyen el impulso total, una curva deseada de impulso específico - tiempo, y sobre eso una tolerancia, peso, límites de temperatura ambiente durante su almacenamiento y operación, volumen disponible del vehículo o cubierta y aceleración causada por la fuerza del vehículo (vibración, flexión, carga aerodinámica, etc.).

2. La geometría del grano es seleccionada adecuadamente para estos requerimientos, dichos granos deberán ser compactados para usar el volumen disponible eficientemente, teniendo una superficie de quemado apropiada con respecto al perfil de tiempo y evitan o predicen el control de un posible quemado erosivo. La mecha del combustible no quemado se mantiene en el centro de gravedad durante el quemado
3. El combustible es muchas veces seleccionado sobre las bases de la capacidad de rendimiento (velocidad característica), propiedades mecánicas (estrangulamiento), propiedades balísticas (velocidad de quemado), características de manufactura y tiempo de vida del combustible
4. La integridad estructural del grano que incluye el revestimiento y/o el aislante que debe ser analizada para asegurar que el grano no falle en el esfuerzo o se deforme bajo las condiciones de carga, aceleración o esfuerzo térmico. La geometría del grano puede ser cambiada para reducir el esfuerzo excesivo
5. El volumen interno complejo de perforaciones, aberturas y cambios finos con el tiempo de quemado, necesitan ser revisadas por resonancia, disminución de amplitud de onda y estabilidad de combustión
6. El procesamiento y fabricación del grano deben ser simples y a un bajo costo

La configuración del grano debe ser diseñada para satisfacer la mayoría de los requerimientos pero a veces alguna de estas seis categorías son satisfactorias en casos particulares, la geometría es crucial en el diseño del grano. Para un quemado neutral por ejemplo, la superficie de quemado,  $A_b$  permanece aproximadamente constante y para un quemado regresivo el área de la superficie de quemado disminuirá durante dicho período.

Como resultado del diseño de motores desde hace tres décadas algunas configuraciones de grano ya están disponibles para diseñadores de motores. El diseño es concentrado en pocas configuraciones a partir de la necesidad de ampliar la variedad de aplicaciones en cohetes sólidos que pueden combinarse conociendo algunas configuraciones o por ligeras alteraciones.

El efecto del quemado sobre el área de superficie es sencillo para formas geométricas simples tales como: varilla, tubos, cuña y canal como se muestran en la fig 2-10, pero la mayoría de los granos de combustible combinan 2 o más de estas superficies básicas para obtener las características de quemado deseadas. La perforación de estrella, por ejemplo combina la cuña y el quemado interno del tubo.

El quemado en forma de cigarro es único, este quema solamente en la dirección axial y maximiza la cantidad del combustible que puede ser colocado en el interior de un motor cilíndrico. Esta configuración fue muy común en la aplicación de cohetes en 1940 y al principio de los 50's. En motores grandes (arriba de 0.6 m de diámetro) estos al finalizar su quemado muestran una curva de empuje progresivo, (10).

## 2.2.7 Diseño del Motor de Combustible Sólido

Otro aspecto a considerar es el diseño del motor para tolerar la transferencia de calor asociada con la temperatura de flama y los productos de reacción de la fase condensada, líquidos, sólidos, además de los gaseosos. Estos productos líquidos y sólidos pueden producir incrustaciones en la tobera así como "endurecimientos" producidos por la acumulación del líquido sobre la superficie de la misma o en las paredes del motor. Algunas conclusiones a las que se ha llegado en las últimas décadas son:

- 1) El contenido óptimo del metal basado en los cálculos termoquímicos en equilibrio es sustancialmente mayor en comparación con el contenido usado en la práctica, el rendimiento ideal no está en función del alto contenido de aluminio en el combustible, esto es, por su baja eficiencia de combustión y las pérdidas de flujo de la segunda fase en la tobera.
- 2) La energía de los combustibles metalizados es particularmente importante en etapas superiores y en motores espaciales, pero la eficiencia de la combustión tiende a ser particularmente deficiente a presiones bajas en tales motores.
- 3) Algunas aplicaciones involucran altas aceleraciones y/o alto contenido de metal en la fase condensada (metal y óxido) y el flujo con quemado anómalo causa efectos de transferencia de calor y retención del material en el motor después de ser quemado. Estos problemas son un fuerte incentivo para continuar la investigación sobre la combustión de combustibles metalizados en ambas condiciones, idealizadas en el laboratorio y con fines prácticos.

En resumen, la combustión de esta clase de agentes propulsores heterogéneos es controlada principalmente por la velocidad de reacción siendo funciones de esta, el efecto del tamaño de partícula del oxidante, la relación combustible-oxidante, la temperatura y la presión.

Esto es importante ya que el diseño de un motor y su desarrollo dependen significativamente del comportamiento de la velocidad de combustión del agente propulsor seleccionado bajo las condiciones de operación del motor y las condiciones límites de diseño. Como ya se ha mencionado la velocidad de combustión es una función de la composición del combustible y puede ser incrementada cambiando las características del mismo:

1. Añadir un catalizador para incrementar la velocidad de combustión o aumentar el porcentaje del mismo.
2. Disminuir el tamaño de partícula del oxidante.
3. Incrementar el porcentaje del oxidante.
4. Incrementar el calor de combustión del aglutinante y/o del plastificador.

5. Incrustar alambres o grapas metálicas en el combustible, para promover la transferencia de calor en el seno del mismo

Aparte de la formulación del combustible y del proceso de manufactura del mismo, la velocidad de quemado esta influenciada por lo siguiente:

1. Presión de la cámara de combustión.
2. Temperatura inicial del combustible
3. Perfil de la temperatura de la flama
4. Velocidad del gas con respecto a la superficie de quemado.
5. Movimiento del motor (aceleración y giro inducido)

En el régimen permanente, la velocidad de producción de productos de la combustión se puede expresar de manera simplificada a través de

$$m = A_b r \rho_p \quad (19)$$

donde  $A_b$  es el área de quemado del grano del combustible,  $r$  la velocidad de quemado y  $\rho_p$  la densidad del combustible sólido del motor, (13).

## 2.2.8 Combustión Estable de un Motor de Cohete Sólido

La presión de una cámara de combustión (pc) para un estado estable de quemado es dada por la ecuación (18). Sin embargo esto es necesario para determinar si la presión es o no estable. El diagrama de  $m_g$  y  $m_d$  como una función de la presión, muestra en la fig 2-6 el punto de intersección, que es la presión dada para la ecuación (18). Ahí hay un incremento pequeño, en este punto la presión puede disminuir solamente cuando  $m_g < m_d$ . Cuando hay una disminución pequeña en el mismo punto, la presión puede incrementarse solamente cuando  $m_g > m_d$ . Con base en esto, la condición para combustión estable ocurre cuando  $p = p_c$ ,

$$\frac{d}{dp} (c_p A_p) > \frac{d}{dp} (\rho_p A_b u p^n) \quad (20)$$

donde  $c_p$  es aproximadamente independiente de la presión, el criterio de estabilidad puede ser escrito, usando las ecuaciones (14) y (20), como

Esto es necesario para obtener un punto de intersección igual cuando  $n > 1$ , como se muestra en la fig 2-6 y la expresión de presión en equilibrio por la ecuación (18). Sin embargo esta presión cambia de posición en el punto de intersección por una perturbación externa, la presión disminuye a la presión ambiente o se incrementa a infinito. El exponente de la presión de la relación de quemado debe ser siempre menor que la unidad en el intervalo de presión donde opera el motor del cohete, (19).

### **2.2.9 Quemado Erosivo del Combustible Sólido**

El quemado erosivo se refiere al incremento de la temperatura sobre la superficie de quemado del combustible durante la combustión, causado por el flujo de los gases de combustión sobre su superficie. Esto afecta seriamente el rendimiento del motor ya que este quemado ocurre en las perforaciones del grano por el flujo de gases hacia la tobera, por lo que es probable que ocurra en el área de sección transversal

Cuando el combustible es consumido rápidamente existe una reducción de flujo y del empuje al concluir el quemado; este quemado causa el consumo prematuro del aislante en la parte inicial de la tobera y expone también la salida de los gases de combustión calientes por un largo periodo de tiempo, esto usualmente requiere de más espesor de la capa de aislamiento (y más masa inerte) para prevenir la falla térmica local. En el diseño de motores el quemado erosivo se debe evitar o controlar, (17)

### 3. DESARROLLO

Enseguida se muestran los procedimientos experimentales que se llevaron a cabo para la realización de este trabajo de tesis.

#### 3.1 OBTENCIÓN DE CRISTALES DE PERCLORATO DE AMONIO (PA)

Para poder obtener los cristales de perclorato de amonio es necesario llevar a cabo la siguiente reacción de neutralización:



De esta reacción se obtienen agua y cristales de perclorato de amonio. Una vez que se elimina el exceso de agua, se colocan los cristales en papel filtro para su secado en un horno a una temperatura de 130° C, ya que la temperatura de fusión de los cristales es de 150° C. Una vez que los cristales están completamente secos, se procede a molerlos en el molino de bolas, seguido de un tamizado separando los cristales por tamaño de partícula. Las mallas utilizadas fueron: 60 - 80 , 80 - 100 , 100 - 120 , 120 - 150 , 150 - 180 , 180 - 200 y 200 - 250. es importante realizar la separación en tamices a una temperatura no menor de 21°C debido a las propiedades higroscópicas del oxidante, ya que la humedad provoca alteraciones en el comportamiento del combustible durante el quemado debido al desprendimiento de vapor de agua. Las figs. 3-1.1 y 3-1.2 muestran el molino de bolas y el tamizador utilizado para obtener el tamaño de partícula del oxidante perclorato de amonio (PA).

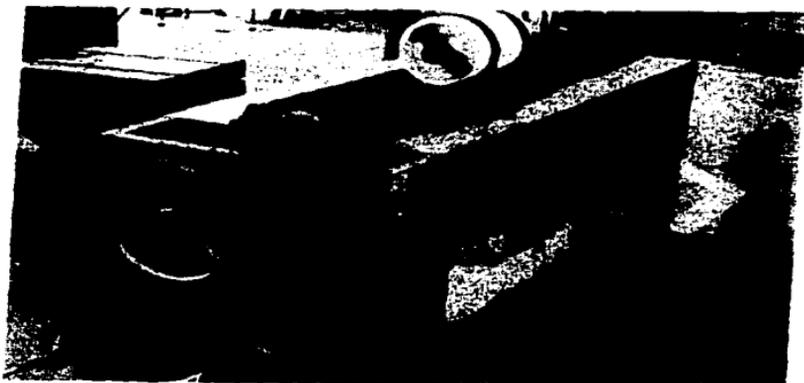


FIG. 3.1.1 MOLINO DE BOLAS

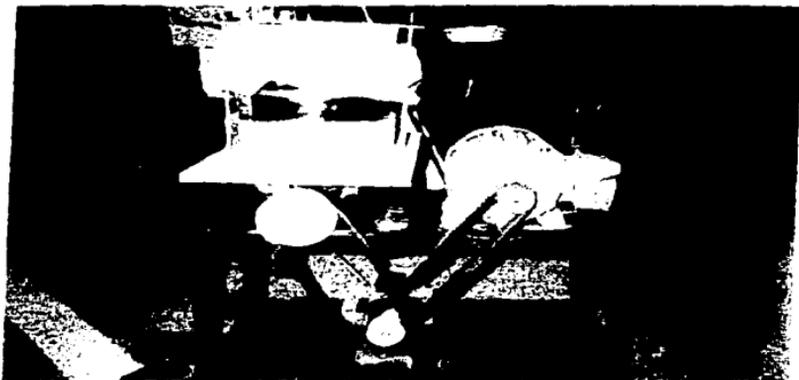
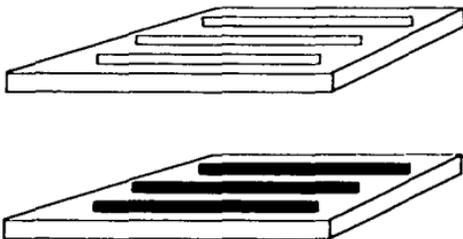


FIG. 3.1.2 TAMIADOR (SEPARADOR DE CRISTALES)

### 3.2 PROCEDIMIENTO DE MANUFACTURA DE MUESTRAS DE COMBUSTIBLES SÓLIDOS

El proceso de manufactura de este agente propulsor metalizado, es mediante el mezclado mecánico de polibutadieno con terminaciones hidróxilo (HTPB), 1, 6 hexametilen diisocianato (HDI) después de haber mezclado esto se le agrega una pizca de un catalizador sólido clorotrifenílita (( C , H , ) , Sn Cl)) se mezcla bien y se agrega aluminio (Al) en polvo finalmente se agrega perclorato de amonio (PA), de un determinado tamaño de partícula, concluyendo con un buen mezclado. Respecto a su vaciado este se lleva a cabo en moldes como el que se muestra en la fig. 3-2. El curado del combustible es por reacción química entre el aglutinante y el agente curante a temperatura ambiente (25° C) y su proceso de extrusión consiste en aplicar presión sobre el molde con ayuda de una prensa hidráulica, con el fin de evitar huecos o poros en la estructura del mismo. (ver fig.3-3). Se deja pasar un día para sacar los combustibles del molde posteriormente se limpian y se pintan, esto es con el fin de que el combustible no absorba agua y por lo tanto que el quemado sea uniforme.



**FIG.3-2 MOLDE DE MUESTRAS UTILIZADAS PARA LA OBTENCIÓN DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN DE UN AGENTE PROPULSOR SÓLIDO.**

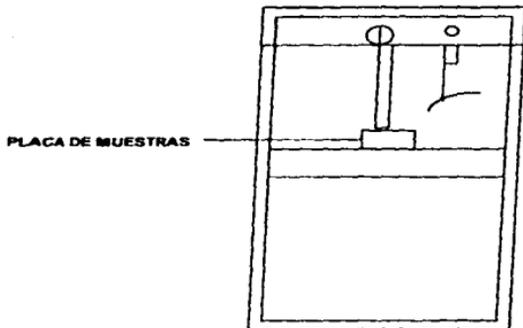


FIG. 3-3 PRENSA HIDRÁULICA

#### PREPARACIÓN DEL COMBUSTIBLE PARA PRUEBAS DE VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN

Una vez fabricado el combustible en el caso de la determinación de la velocidad de combustión, se le hicieron 3 perforaciones de manera perpendicular a su eje longitudinal la primera tiene una distancia de 0.3 cm, la segunda de 1.5 cm, y la tercera de 4.0 cm. Estos orificios fueron traspasados por unos alambres de cobre de calibre 38 ó 0.1 mm de espesor, conectando éstos a la placa de pruebas, como se indica en las figs. 3-4 y 3-5. Finalmente se colocó la placa con el combustible alambrado en el interior de una cámara de combustión cerrando herméticamente y presurizando el sistema con nitrógeno. Los hilos de cobre tienen la función de indicar en que momento de la prueba pierden su continuidad eléctrica, esto señala inequívocamente el tiempo que pasa entre el inicio de la combustión y el momento en que el avance del quemado llega a la posición que tienen dentro del cilindro de combustible. Al dividir la distancia a la que están colocados los hilos de cobre; sobre el tiempo, es posible obtener la velocidad de combustión. Se determinó experimentalmente que la distancia entre 1.5 y 4.0 cm. proporciona un dato más fehaciente sobre la velocidad de combustión ya que como se había mencionado esta velocidad se ve afectada por la presión, la temperatura y las estructuras físicas y químicas del combustible.

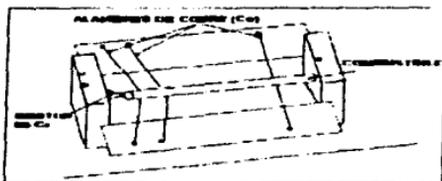


FIG. 3-4 COLCACI3N DEL COBALTO (C) EN LA PLACA DE PRUEBAS DE VELOCIDAD DE COBERTI3N.

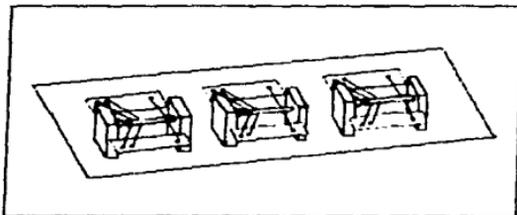


FIG. 3-5 COBERTORES EN PLACA DE PRUEBAS PARA LA OBTENCI3N DE LA VELOCIDAD DE COBERTI3N.

### **3.3 APARATO EXPERIMENTAL PARA OBTENER LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN DEL AGENTE PROPULSOR**

El equipo que se utiliza en este experimento consta de lo siguiente: Cámara de Combustión, Computadora con una tarjeta de adquisición de datos, Fuente de Poder y Multímetro (ver fig 3-6)

El tanque de nitrógeno se conecta a la cámara de combustión para presurizar el sistema a la presión a la que se quemarán las muestras de combustibles.

Instrucciones para Manejar el Sistema de Adquisición de Datos:

1. Se conectan los cables
  - Conector DB25 a la computadora
  - Conector DB9 a la cámara de combustión
- 2.- Encender el sistema switch
- 3.- Oprimir el interruptor momentáneo dos veces
- 4.- Para seleccionar el número de combustible

	A	B	
Xo	0	0	Primer combustible
X1	1	0	Segundo combustible
X2	0	1	Tercer combustible

Con el multímetro se revisa que el voltaje de la placa de las tres muestras tengan:

Inicio Normal  
2.653 volts

Se quema el primer hilo de cobre (comienza a muestrear)  
2.220 volts

Se quema el segundo hilo de cobre  
1.216 volts

Se quema el tercer hilo de cobre (termina el muestreo)  
0.091 volts

Este procedimiento se realizó varias veces hasta que se obtuvo un combustible que de acuerdo a su composición nos da una velocidad de combustión de al menos 3 cm/s. a una presión de  $3.44 \times 10^6$  Pascales (Pa).

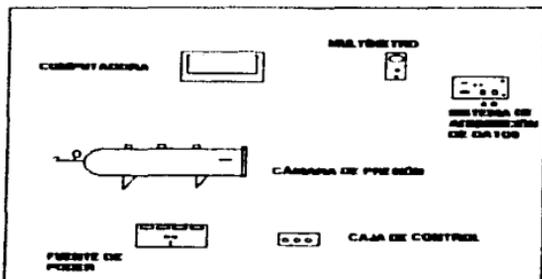


FIG. 3-6 EQUIPO UTILIZADO PARA OBTENER LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN

### 3.4 UTILIZACIÓN DE UN AISLANTE PARA PROTEGER LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN

Una vez que tenemos el combustible de la composición deseada y sabiendo que este se quemará entre 7 y 10 seg. de acuerdo a sus dimensiones y características fué necesario diseñar un aislante que cumpliera con la necesidad de proteger a la cámara durante la combustión. Se hicieron una serie de pruebas con diferentes capas de aislantes, hasta que se logró tener uno que solamente nos eleva la temperatura de la cámara a  $90^{\circ}\text{C}$ , cuando la temperatura promedio de la flama del combustible es de  $2600^{\circ}\text{C}$ .

A continuación se explican algunos ensayos de utilización de aislantes.

1.- En la parte inferior de una placa de aluminio de espesor de 3 mm. se colocaron tres termopares para medir o evaluar la capacidad del aislante. Se cubrió esta placa de aluminio con cemento y un pedazo de tela de zirconia, este aislante es de aproximadamente de 1 mm. de espesor. La prueba duró entre 7 y 10 seg. dando como resultado que al medir la temperatura en la placa de aluminio esta fuera entre  $390$  y  $500^{\circ}\text{C}$  respectivamente, en la fig 3-7 se indica este diseño.

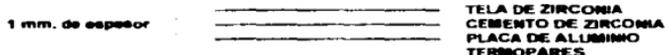


FIG. 3-7 DISEÑO DEL AISLANTE PARA EL MOTOR DE COMBUSTIBLE SÓLIDO

2.- El diseño de este aislante consistió en cubrir también la placa de aluminio de 3 mm. de espesor con cemento de zirconia, cubriendo ésta con una capa de fibra de alúmina, llegando a aislar hasta una temperatura de  $130 - 210^{\circ}\text{C}$  en un intervalo de tiempo de 7 y 10 seg. respectivamente. El espesor de la capa de aislante es de 4 mm., como se puede observar en la fig. 3-8.

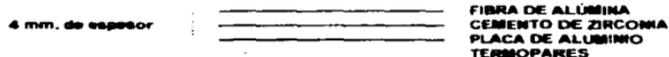


FIG. 3-8 DISEÑO DEL AISLANTE PARA EL MOTOR DE COMBUSTIBLE SÓLIDO

3.- Este aislante tiene un espesor de 3 mm. y la máxima temperatura que llega a existir en las paredes de la cámara es de 90 °C, la fig. 3-9 muestra su constitución.

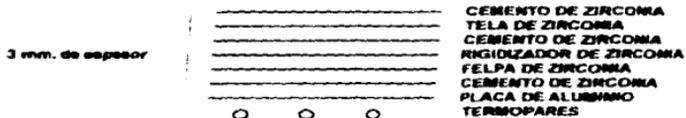


FIG. 3-9 DISEÑO DEL AISLANTE PARA LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN DEL AGENTE PROPULSOR

### **3.5 MANUFACTURA DEL COMBUSTIBLE PARA PRUEBAS EN EL BANCO ESTÁTICO**

El procedimiento a seguir fué el siguiente:

#### **PASO 1:**

Este consistió en colocar el aislante en el interior del motor. Cuando el aislante estuvo complementamente seco, se cubrió con una mezcla de HTPB (Polibutadieno con Terminaciones Hidróxilo), HDI ( 1, 6 Hexametil Diisocianato) más un pequeña porción de catalizador sólido clorotrifeníltina, esto fué con el fin de evitar que el aislante tuviera pequeños poros. La cubierta se dejó secar a temperatura ambiente

#### **PASO 2:**

Obtención del combustible sólido. Este se fabricó en una batidora eléctrica; debido al alto contenido de sólidos que éste contiene, provoca que está operación sea crítica. Este procedimiento se inspeccionó visualmente evitando la formación de grumos y "partes secas". Después se procedió a llenar el motor con esta masa aplicando presión con una prensa hidráulica con la finalidad de disminuir la porosidad que el combustible pudiera tener ya que podría alterar la velocidad de combustión, además de que baja su densidad.

#### **PASO 3:**

Este último paso consistió en colocar el elemento de ignición en el combustible, el cual se cubre el alambre de ignición con una mezcla de HTPB, HDI, catalizador clorotrifeníltina y un poco de cristales de perclorato de amonio (PA), con el fin de que el alambre esté en contacto con el combustible. La colocación será como se muestra en la fig.3-10.

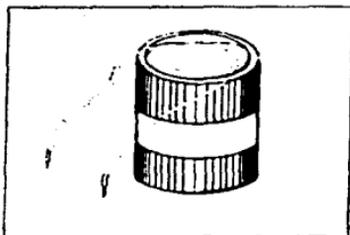


FIG. 3-10 COLOCACIÓN DEL ALAMBRE DE RETENCIÓN EN EL MOTOR DE COMBUSTIBLE SÓLIDO.

### CARACTERÍSTICAS FÍSICAS DEL MOTOR DE COMBUSTIBLE SÓLIDO

El material empleado para el motor es de Acero CD-40 cuyo módulo de elasticidad  $8.2 \times 10^4$  Pascales (Pa), longitud de 15.32 cm. diámetro 7.74 cm. y tapa con tobera intercambiable (vea fig 3-11)

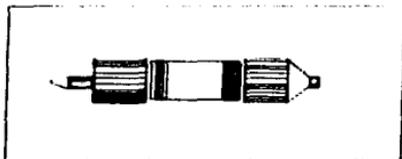


FIG. 3-11 CUERPO Y TAPAS DEL MOTOR DE COMBUSTIBLE SÓLIDO.

### 3.6 EQUIPO UTILIZADO PARA LA OBTENCIÓN DEL IMPULSO ESPECÍFICO DEL COMBUSTIBLE SÓLIDO

La fig. 3-12, muestra la instalación del motor de combustible sólido en el banco estático.

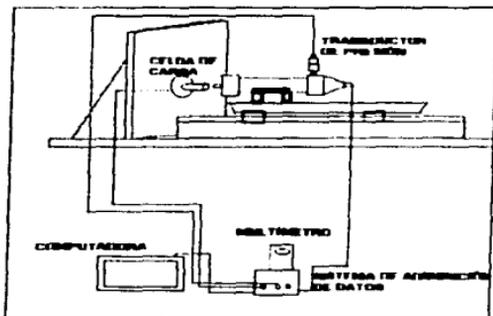


FIG. 3-12 INSTALACIÓN DEL MOTOR DE COMBUSTIBLE SÓLIDO EN EL BANCO ESTÁTICO.

El equipo utilizado en ésta prueba es el siguiente

Computadora, Caja de Baterías, Celda de Carga, Transductor de Presión, Extensión (Cable Duplex Calibre AWG-12) y el Motor de Combustible Sólido, además de la herramienta necesaria para fijar el motor.

Debido a las medidas de seguridad que se deben tomar en cuenta para la realización de este tipo de pruebas, es necesario realizarlas en un lugar seguro tanto, para las personas involucradas en este proyecto como para la comunidad más próxima. Las pruebas se llevan a cabo en la cementera ubicada en terrenos pertenecientes a la UNAM, en Av. del Imán, puerta 3 atrás del museo Universum. El lugar donde se realizan las pruebas dispone de una pared de protección de concreto de 3 x 3 m. y de aproximadamente 20 cm. de espesor a una distancia de 5 m. del lugar donde se inicia la combustión en el banco de pruebas del motor de

combustible sólido. Es importante mencionar la distancia que existe entre la ubicación del banco de pruebas estáticas y las instalaciones de la cementera es de 600 m. y de la entrada principal al lugar de pruebas es de 1 km. aprox. tal como se indica en la fig. 3-13.

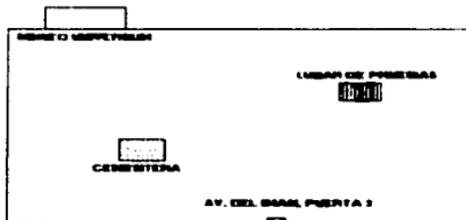


FIG. 3-13 LOCALIZACIÓN DEL BANCO DE PRUEBAS ESTÁTICAS.

## **4. RESULTADOS**

### **4.1 ANÁLISIS DE RESULTADOS**

Para evaluar la eficiencia del combustible sólido que tiene como oxidante al perclorato de amonio (PA), es necesario llevar a cabo varias pruebas experimentales de velocidad de combustión y de impulso específico. Enseguida se muestran los resultados experimentales obtenidos del combustible propuesto para este trabajo

#### **4.1.1 Medición de la Velocidad de Combustión en la Cámara**

La medición de la velocidad de combustión del combustible sólido se llevó a cabo en una cámara de presión, en la cual se coloca la placa de pruebas de muestras de combustibles sólidos, colocando los combustibles como se indica en la fig 3-4 y 3-5, y además se revisa la continuidad eléctrica en cada una de las muestras. La cámara se cierra herméticamente presurizando el sistema con nitrógeno a (0.689, 1.03, 1.37, 1.72, 2.06, 2.41, 2.75, 3.10, y 3.44) ( $\times 10^6$  Pascales (Pa)), finalmente se trabajó únicamente con tres presiones:  $2.06 \times 10^6$ ,  $3.44 \times 10^6$  y  $4.82 \times 10^6$  Pascales (Pa).

Los resultados de las pruebas mencionadas se indican a continuación:

Durante las primeras pruebas se mantuvo constante la proporción del PA en 68 % y se varió la cantidad del aluminio en 13, y 18 %; posteriormente se fabricaron muestras de combustibles con diferentes tamaños de malla de 60-80, 80-100, 100-120, 120-150, 150-180, 180-200 y 200-250 en proporción de 64-70 % de PA manteniendo constante el porcentaje de aluminio en 15%

En la tabla 4-1 se muestra una distribución de dos tamaños de partículas con un 50% cada una, durante esta primera prueba observamos que al aumentar la presión, aumenta la velocidad; este comportamiento se observa en la fig 4-1

S DE MALLA	% PESO (g)	PRESIÓN ( $\times 10^6$ ) Pascetas	VELOCIDAD (cm/seg)	a	n
120-150	34	0.689	0.5037	0.0134	0.7801
< 150	34	1.03	0.5479		
		1.37	0.6665		
		1.72	1.4889		
		2.03	2.4154		

TABLA 4-1 RESULTADOS DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN AL 68% DE PERCLORATO DE AMONIO (PA) Y 13% DE ALUMINO (AI) DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO QUEBADO A DIFERENTES PRESIONES.

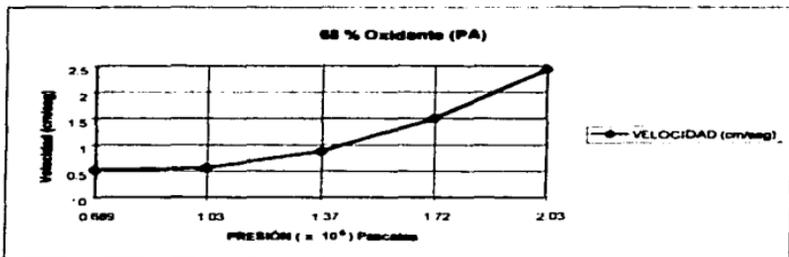


FIG. 4-1 REPRESENTACIÓN GRÁFICA DE LA RESPUESTA DE VELOCIDAD DE QUEBADO DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO CUYA COMPOSICIÓN ES DE 68% DE (PA) Y 13% DE (AI) A DIFERENTES PRESIONES.

En la tabla 4-2 el tamaño de malla utilizado fué de 120-150 un poco mayor que el caso anterior, aquí la velocidad es menor haciendo una comparación con la combinación presentada en la tabla 4-1, el resultado de esto se ve en la fig. 4-2

Con respecto al tamaño de partícula del tamaño de malla < 150, la tabla 4-3 muestra el resultado de la velocidad de combustión, es importante hacer notar que el parámetro  $n$  de la ecuación de Vieille aumenta conforme disminuye el tamaño del cristal del oxidante y de acuerdo a la aplicación que se quiere, se cuida que este parámetro no sobrepase el valor de 1 porque de lo contrario la combustión no sería estable y el agente propulsor podría volverse explosivo

La tabla 4-4 muestra también el incremento de la velocidad de combustión con respecto a la presión, aquí se utilizó un 18 % de aluminio estos datos son representados en la fig. 4-4.

Un parámetro que se observó cuidadosamente durante estas primeras pruebas fué el ver cuanto afecta la cantidad de aluminio en la composición del combustible sólido y lo que se pudo constatar es que el aluminio efectivamente ayuda a reforzar la estructura mecánica del combustible además de controlar la velocidad de quemado e incrementar el impulso específico del motor modificando el proceso de transferencia de calor

Estas primeras pruebas nos permitieron además establecer los procedimientos para llevar a cabo la medición de velocidad de combustión y la comprobación del programa de supervisión y adquisición de datos.

# DE MALLA	% PESO (g)	PRESIÓN ( $\times 10^4$ ) Pascales	VELOCIDAD (cm/sag)	s	n
120-150	68	1.03	0.8084	0.0176	0.7357
		1.72	0.9367		
		2.06	1.0211		
		3.44	1.6666		
		4.13	2.2727		

TABLA 4-2 RESULTADOS DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN AL 68 % DE PERCLORATO DE AMONIO (PA) Y 13 % DE ALUMINIO (AJ) DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO QUEMADO A DIFERENTES PRESIONES.

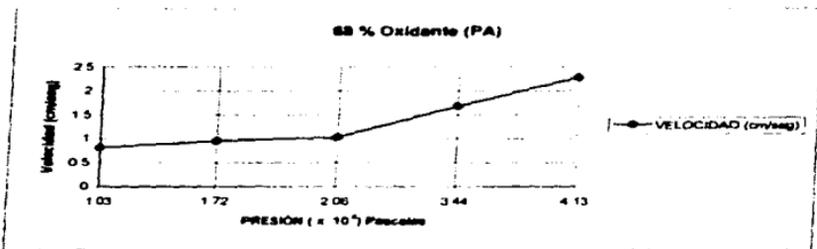


FIG. 4-2 REPRESENTACIÓN GRÁFICA DE LA RESPUESTA DE VELOCIDAD DE QUEMADO DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO CUYA COMPOSICIÓN ES DE 68 % DE (PA) Y 13 % DE (AJ) A DIFERENTES PRESIONES.

# DE MALLA	% PESO (g)	PRESIÓN ( $\times 10^4$ ) Pascales	VELOCIDAD (cm/seg)	n	n
< 150	68	0.689	0.5319	0.00557	0.9539
		1.03	0.6231		
		1.37	0.8403		
		2.06	1.1494		
		2.41	2.1976		

TABLA 4-3 RESULTADOS DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN AL 68% DE PERCLORATO DE AMONIO (PA) Y 13% DE ALUMINIO (AJ) DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO QUEMADO A DIFERENTES PRESIONES.

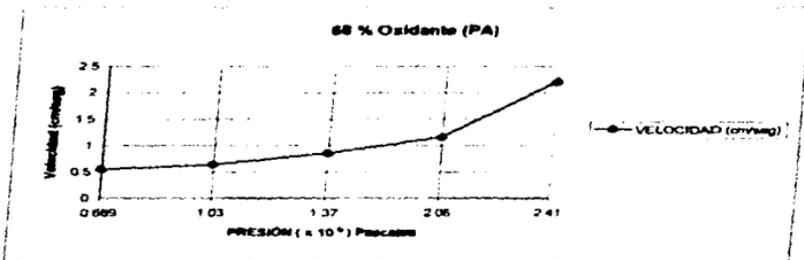


FIG. 4-3 REPRESENTACIÓN GRÁFICA DE LA RESPUESTA DE VELOCIDAD DE QUEMADO DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO CUYA COMPOSICIÓN ES DE 68% DE (PA) Y 13% DE (AJ) A DIFERENTES PRESIONES.

# DE MALLA	% PESO (#)	PRESIÓN ( $\times 10^6$ ) Pascals	VELOCIDAD (cm/seg)	a	n
120-150	66	0.669	0.4545	0.006313	0.5471
		1.37	0.4796		
		2.06	0.6231		
		2.75	0.7752		

TABLA 4-4 RESULTADOS DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN AL 66% DE PERCLORATO DE AMONIO (PA) Y 18% DE ALUMINIO (AI) DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO QUEMADO A DIFERENTES PRESIONES.

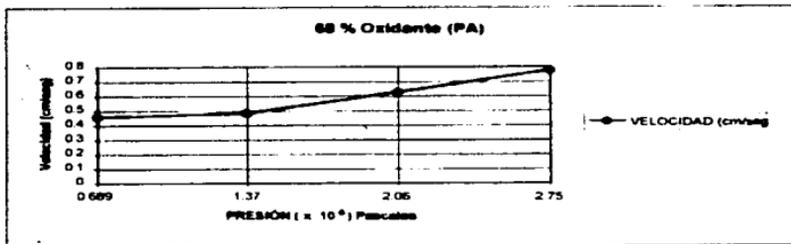


FIG. 4-4 REPRESENTACIÓN GRÁFICA DE LA RESPUESTA DE VELOCIDAD DE QUEMADO DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO CUYA COMPOSICIÓN ES DE 66% DE (PA) Y 18% DE (AI) A DIFERENTES PRESIONES.

Las tablas 4-5, 4-6, 4-7 y 4-8 con su respectiva gráfica de velocidad de combustión de cada combinación a una determinada presión, observando que la velocidad se incrementa cuando el grano de cristal disminuye; a su vez, el valor del parámetro  $n$  de la ecuación de "Vielle" aumenta también, cuando aumenta la velocidad de combustión siendo esta una constante empírica, que es función de la composición del combustible y del tamaño de partícula del oxidante. Además la constante  $a$  de la misma ecuación es influenciada por la temperatura ambiente del grano y por las características del combustible e independiente de la presión, por esta razón el valor de la constante  $a$  es muy variado.

De acuerdo a los resultados obtenidos es importante notar que la velocidad de combustión depende de la presión, la temperatura y las estructuras físicas y químicas del combustible.

MUESTRA	COMPOSICIÓN	PRESIÓN (x 10 <sup>5</sup> ) Pascuales	VELOCIDAD (cm/seg)	$\alpha$	$n$
1	PA 70 %	2 00	1 6053	0 000093	0 6756
	Al 15 %	3 44	1 9578		
	mallá 200 - 250	4 82	3 7037		
	HTPB 13 2 %				
	HDI 1 8 %				
2	PA 70 %	2 06	1 6921	0 0001	0 6346
	Al 15 %	3 44	1 9107		
	mallá 180 - 200	4 82	3 2258		
	HTPB 13 2 %				
	HDI 1 8 %				
3	PA 70 %	2 00	1 6109	0 00015	0 6339
	Al 15 %	3 44	1 6971		
	mallá 150 - 180	4 82	3 0769		
	HTPB 13 2 %				
	HDI 1 8 %				
4	PA 70 %	2 06	1 3701	0 00044	0 5498
	Al 15 %	3 44	1 5672		
	mallá 120 - 150	4 82	2 2346		
	HTPB 13 2 %				
	HDI 1 8 %				
5	PA 70 %	2 00	1 3007	0 0006	0 5465
	Al 15 %	3 44	1 3327		
	mallá 100 - 120	4 82	2 1096		
	HTPB 13 2 %				
	HDI 1 8 %				
6	PA 70 %	2 06	1 1214	0 00056	0 5163
	Al 15 %	3 44	1 2891		
	mallá 80 - 100	4 82	1 9768		
	HTPB 13 2 %				
	HDI 1 8 %				
7	PA 70 %	2 06	1 0869	0 00096	0 4921
	Al 15 %	3 44	1 1474		
	mallá 60 - 80	4 82	1 7391		
	HTPB 13 2 %				
	HDI 1 8 %				

TABLA 4-5 RESULTADOS DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTION AL 70 % DE PERCLORATO DE AMONIO (PA) Y 15 % DE ALUMINIO (Al) DE UN COMBUSTIBLE SOLIDO QUEMADO A DIFERENTES PRESIONES.

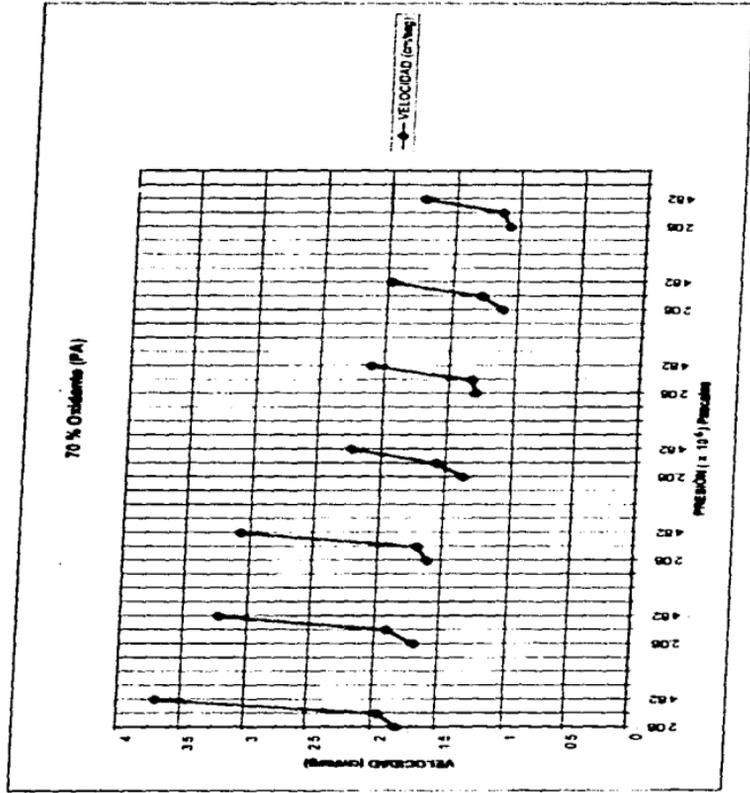


FIG. 4-8 REPRESENTACIÓN GRÁFICA DE LA RESPUESTA DE VELOCIDAD DE QUEBADO DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO CUYA COMPOSICIÓN ES DE 70 % DE (PA) Y 10 % DE (A1) A DIFERENTES PRESIONES.

MUESTRA	COMPOSICIÓN	PRESIÓN ( $\times 10^4$ Pascales)	VELOCIDAD (cm/vseg)	a	n
8	PA 68 %	2.06	1.7378	0.00001	0.6404
	Al 15 %	3.44	1.8411		
	malla 200 - 250	4.82	2.8006		
	HTPB 14.98 %				
	HDI 2.04 %				
9	PA 68 %	2.06	1.6219	0.000017	0.6158
	Al 15 %	3.44	1.7603		
	malla 180 - 200	4.82	2.6712		
	HTPB 14.98 %				
	HDI 2.04 %				
10	PA 68 %	2.06	1.591	0.00036	0.5974
	Al 15 %	3.44	1.6113		
	malla 150 - 180	4.82	2.332		
	HTPB 14.98 %				
	HDI 2.04 %				
11	PA 68 %	2.06	1.4773	0.00047	0.5326
	Al 15 %	3.44	1.5008		
	malla 120 - 150	4.82	1.9822		
	HTPB 14.98 %				
	HDI 2.04 %				
12	PA 68 %	2.06	1.0911	0.00054	0.5163
	Al 15 %	3.44	1.2704		
	malla 100 - 120	4.82	1.9301		
	HTPB 14.98 %				
	HDI 2.04 %				
13	PA 68 %	2.06	0.8169	0.00067	0.5038
	Al 15 %	3.44	1.2373		
	malla 80 - 100	4.82	1.8318		
	HTPB 14.98 %				
	HDI 2.04 %				
14	PA 68 %	2.06	0.784	0.00078	0.4816
	Al 15 %	3.44	1.1209		
	malla 60 - 80	4.82	1.5963		
	HTPB 14.98 %				
	HDI 2.04 %				

TABLA 4-6 RESULTADOS DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN AL 68 % DE PERCLORATO DE AMONIO (PA) Y 15 % DE ALUMINIO (Al) DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO QUEMADO A DIFERENTES PRESIONES.

MUESTRA	COMPOSICIÓN	PRESIÓN ( $\times 10^6$ ) Pascales	VELOCIDAD (cm/seg)	s	n
15	PA 86 %	2.06	1.6329	0.00009	0.6369
	Al 15 %	3.44	1.6933		
	malla 200 - 250	4.82	2.6331		
	HTPB 16.72 %				
	HDI 2.28 %				
16	PA 86 %	2.06	1.5957	0.00004	0.6012
	Al 15 %	3.44	1.6090		
	malla 180 - 200	4.82	2.3014		
	HTPB 16.72 %				
	HDI 2.28 %				
17	PA 86 %	2.06	1.3843	0.00009	0.5847
	Al 15 %	3.44	1.4707		
	malla 150 - 180	4.82	2.0212		
	HTPB 16.72 %				
	HDI 2.28 %				
18	PA 86 %	2.06	1.1917	0.00021	0.5258
	Al 15 %	3.44	1.362		
	malla 120 - 150	4.82	1.9525		
	HTPB 16.72 %				
	HDI 2.28 %				
19	PA 86 %	2.06	0.8774	0.00043	0.4995
	Al 15 %	3.44	1.2323		
	malla 100 - 120	4.82	1.889		
	HTPB 16.72 %				
	HDI 2.28 %				
20	PA 86 %	2.06	0.7803	0.00078	0.4802
	Al 15 %	3.44	1.1411		
	malla 80 - 100	4.82	1.7769		
	HTPB 16.72 %				
	HDI 2.28 %				
21	PA 86 %	2.06	0.6707	0.00136	0.4385
	Al 15 %	3.44	0.9821		
	malla 60 - 80	4.82	1.4618		
	HTPB 16.72 %				
	HDI 2.28 %				

TABLA 4-7 RESULTADOS DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN AL 86 % DE PERCLORATO DE AMONIO (PA) Y 15 % DE ALUMINIO (Al) DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO QUEMADO A DIFERENTES PRESIONES.

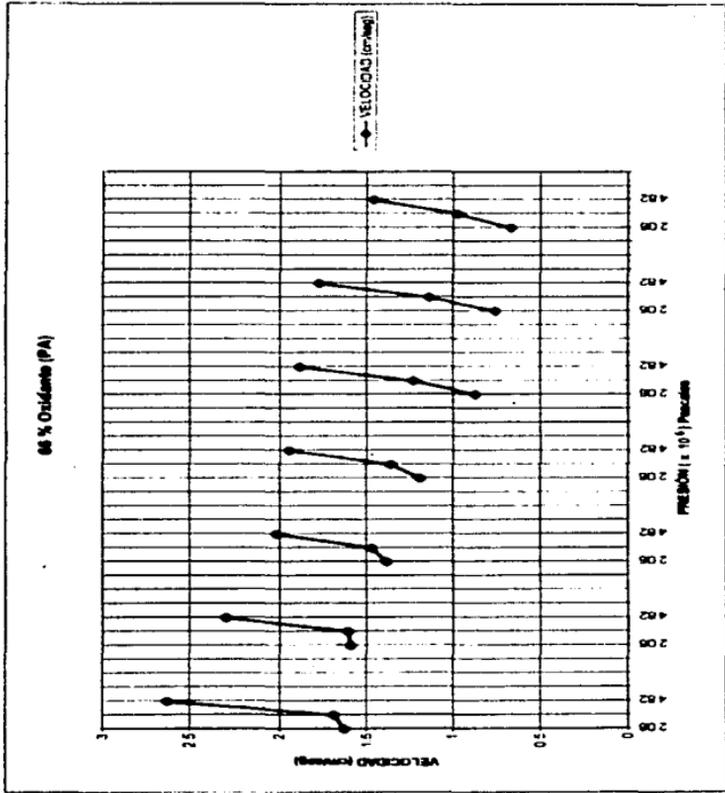


FIG. 4-7 REPRESENTACIÓN GRÁFICA DE LA RELACIÓN DE VELOCIDAD DE QUEBADO DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO CUYA COMPOSICIÓN ES DE 66 % DE (PA) Y 34 % DE (AI) A DIFERENTES PRESIONES.

BUESTRAS	COMPOSICIÓN	PRESIÓN ( $\times 10^5$ ) Pascuales	VELOCIDAD (cm/seg)	a	n
22	PA 64 %	2.06	1 5702	0 0000095	0 6011
	AJ 15 %	3.44	1 6443		
	malta 200 - 250	4.62	2 5667		
	HTPB 18.48 %				
	HDI 2.52 %				
23	PA 64 %	2.06	1 477	0 0000042	0 5632
	AJ 15 %	3.44	1 5776		
	malta 180 - 200	4.62	2 0979		
	HTPB 18.48 %				
	HDI 2.52 %				
24	PA 64 %	2.06	1 2714	0 000007	0 5142
	AJ 15 %	3.44	1 3742		
	malta 150 - 180	4.62	1 6732		
	HTPB 18.48 %				
	HDI 2.52 %				
25	PA 64 %	2.06	1 0116	0 000036	0 4671
	AJ 15 %	3.44	1 3266		
	malta 120 - 150	4.62	1 6862		
	HTPB 18.48 %				
	HDI 2.52 %				
26	PA 64 %	2.06	0 8227	0 00069	0 3695
	AJ 15 %	3.44	1 1995		
	malta 100 - 120	4.62	1 73		
	HTPB 18.48 %				
	HDI 2.52 %				
27	PA 64 %	2.06	0 7306	0 00053	0 3119
	AJ 15 %	3.44	1 072		
	malta 80 - 100	4.62	1 6714		
	HTPB 18.48 %				
	HDI 2.52 %				
28	PA 64 %	2.06	0 7021	0 0001	0 3066
	AJ 15 %	3.44	0 9909		
	malta 60 - 80	4.62	1 3611		
	HTPB 18.48 %				
	HDI 2.52 %				

TABLA 4-8 RESULTADOS DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN AL 64 % DE PERCLORATO DE AMONIO (PA) Y 15 % DE ALUMINIO (AJ) DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO QUEBADO A DIFERENTES PRESIONES.

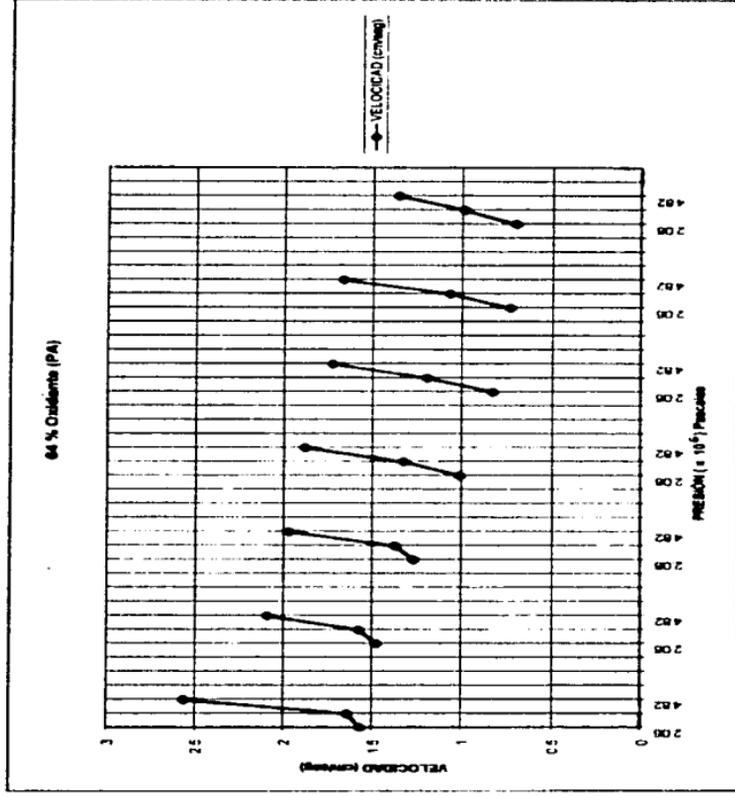


FIG. 4.8 REPRESENTACIÓN GRÁFICA DE LA RESPUESTA DE VELOCIDAD DE QUEMADO DE UN COMBUSTIBLE SÓLIDO CUYA COMPOSICIÓN ES DE 64 % DE (PA) Y 18 % DE (AI) A DIFERENTES PRESIONES.

#### 4.1.2 Medición del Impulso Específico del Combustible Sólido en el Banco Estático

El procedimiento que se lleva a cabo para la medición del impulso específico, se menciona en la sección 3.4 y 3.5 y observando la fig 3-12 se ubican la celda de carga y el transductor de presión, para la medición de dichos parámetros. La función de la celda de carga es la de obtener el empuje y el impulso específico y del transductor es la de medir la presión que produce el combustible durante la combustión.

Una vez instalado el motor de combustible sólido en el banco estático con una extensión (cable duplex calibre AWG-12) se provoca la ignición del mismo y con la ayuda de la computadora se registran el empuje, el impulso específico y la presión.

Se realizaron varias pruebas en el banco estático para obtener la respuesta del combustible desarrollado en este proyecto, obteniéndose como resultado lo siguiente:

MUESTRA	% PA Perclorato de Amonio	% Al Aluminio	# DE MALLA	Isp	EMPUJE
1	68	15	100-120, 120-150 < 150	192.5	18
2	68	15	120-150	209.28	21
3	68	15	< 150	180.81	10
4	70	15	200-250	-	-

Nota: (-) Prueba que estalló en el banco estático.

De acuerdo a los resultados obtenidos se puede observar que en el tercer caso el tamaño de partícula es menor de 150 y por lo tanto debió tener un impulso específico y un empuje mayor haciendo la comparación con la primera prueba ya que la velocidad de combustión como ya se ha mencionado, es totalmente dependiente del tamaño de partícula del oxidante (PA). Aunque cabe mencionar que el diseño de la tobera fué clave

para que esto no sucediera, ya que ésta tuvo un diámetro de garganta mayor que el de la primera prueba por lo que es explicable este resultado.

En la última prueba realizada estalló el motor, esto provocó que el equipo empleado quedará totalmente inservible lo cuál fué causa de que únicamente se reporten estos resultados.

Haciendo un análisis muy cuidadoso sin pasar algún detalle de vital importancia se llegó a la conclusión de que.

- El combustible tenía un alto contenido de sólidos (cristales de perclorato de amonio) y por lo que ya se mencionó es difícil de llevar a cabo un mezclado al 100 % de las sustancias mezcladas para su elaboración.
- De acuerdo a su estructura física ésta tenía una gran porosidad por lo que se considera que la velocidad de combustión no se pudo controlar al dispersarse la flama por todos los lados del combustible
- Respecto al material de la cámara de combustión que contenía al combustible éste era de tubo galvanizado con costura y en la literatura reportaba que soportaba una presión máxima de  $5.51 \times 10^6$  Pascales (Pa), se llegó a pensar que el tubo había sido un factor importante para que explotará; pero para descartar o aceptar esto se realizaron pruebas para saber que presión soportaba en la experimentación, se llegó a un resultado satisfactorio ya que soporta como mínimo una presión de  $12.41 \times 10^6$  Pascales (Pa)

## 4.2 FUENTES DE ERROR EN LAS MEDICIONES

De acuerdo a los resultados obtenidos, se pueden considerar algunos errores:

- **La longitud**, de cada uno de los orificios de las muestras en los cuales se traspasa el alambre de cobre para ser conectados en la placa de pruebas se considera con un margen de error de 1.0 mm. Ya que en base a la distancia de la etapa considerada y del tiempo de quemado de está se obtiene la velocidad de combustión de la muestra del combustible.
- **El tiempo**, ambos el del reloj y el del programa que tiene la computadora se considera que la respuesta de paro de la computadora puede ser supuesto de 0.001 seg de cada uno y del reloj 0 005 seg. en ambos casos cuando se inicia el quemado del combustible y cuando termina.
- **La presión**, A altas presiones se observa que existen pequeñas fluctuaciones de 200 a 300 Pascales (Pa), este problema se atribuye al regulador de presión.
- **La temperatura**, indudablemente , una de las fuentes más conocidas del error son la variación de la temperatura inicial de quemado. Esto es que el combustible se fabrica, se almacena y se quema a temperatura ambiente.
- **La forma del combustible**, es de vital importancia ya la velocidad de combustión está en función de la estructura física del mismo. Aunque cabe mencionar que durante su fabricación se evita que éste tenga burbujas de aire que alteren el resultado final.
- **El tamaño de partícula del oxidante (PA)**, es importante tener la seguridad de que los cristales del oxidante estén completamente secos ya que de lo contrario se obtienen cristales de tamaño de partícula no deseadas y en consecuencia esto provoca que se tenga un error muy grande en las mediciones de velocidad de combustión.

## **5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

### **5.1 CONCLUSIONES**

- Se desarrollaron los procedimientos para fabricar muestras de combustibles sólidos para medir la velocidad de combustión.
- Se cuenta con una cámara de combustión para medir la velocidad de quemado
- Se desarrolló la electrónica, la programación y la instrumentación para medir la velocidad de combustión.
- Se desarrolló la electrónica, la programación y la instrumentación para medir el impulso específico, el empuje y la presión que ejerce el combustible al quemarse
- Se diseñó, elaborado y probó un combustible sólido que cumple con los requisitos de proporcionar un impulso específico de 200 seg con una velocidad de combustión de 3 cm/seg y comparando estos resultados con los valores que proporciona la literatura se puede decir que estos resultados están dentro del rango, como lo indica la tabla 2-1
- Se cuenta con un banco estático para probar el empuje producido por un motor de combustible sólido.
- Se han establecido las normas de seguridad para la fabricación, el almacenamiento y manejo de combustibles sólidos.
- Se ha comprobado que la velocidad de combustión de los diferentes tipos de combustibles aumenta conforme disminuye el tamaño de partícula del oxidante PA, así como del mismo modo aumenta el empuje.

## 5.2 RECOMENDACIONES

Si en el futuro se desea hacer investigación sobre el comportamiento de la combustión de combustibles sólidos y determinar las pequeñas fluctuaciones en las curvas de velocidad de quemado contra presión, lo cuál puede ser completamente de gran ayuda para establecer un mecanismo de quemado, se considera importante tomar en cuenta las siguientes recomendaciones.

1. Secar al 100 % los cristales del oxidante (perclorato de amonio PA)
2. Mantener los cristales en desecador debido a que el oxidante es poco higroscópico (si la temperatura ambiente es menor de 21°C).
3. Realizar a la perfección el mezclado de los ingredientes empleados para la elaboración del combustible.
4. Procesar el combustible a vacío ya que esto evitará que tenga burbujas en su estructura.
5. La distancia que exista entre cada uno de los orificios de los combustibles sea la indicada ya que estas medidas se utilizan para saber la velocidad de combustión real del mismo.
6. Revisar que se encuentre en buenas condiciones el regulador de presión utilizado en la cámara de combustión.
7. Verificar que el adquirente de datos esté recargado, que tenga la energía suficiente para recibir los datos que manda la placa de combustibles ubicada dentro de la cámara de combustión.
8. Verificar que la electrónica se encuentre en perfectas condiciones antes de iniciar cada prueba.

## 6 ANEXOS

### 6.1 GLOSARIO

**Propulsión.** Es llevada a cabo aplicando una fuerza a un vehículo, esto es acelerándolo o manteniendo una velocidad dada. La fuerza propulsiva es obtenida por la eyección de los gases de la combustión a altas velocidades.

**Impulso Total** -  $I_t$ , es la fuerza de empuje  $F$  (la cual puede variar con el tiempo). Integrando sobre el tiempo de quemado  $t$

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

**Impulso Específico** -  $I_p$  es el impulso total por unidad de peso del combustible. Si la velocidad del flujo másico total del combustible es  $m$  y la aceleración estándar de gravedad a nivel del mar  $g_0$  es 9.8066 m/s<sup>2</sup> o 32.174 ft/s<sup>2</sup>.

$$I_p = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t m dt}$$

**Velocidad de salida efectiva** - Es la velocidad equivalente promedio en la cual el combustible es expulsado del vehículo

$$c = I_p g_0 = F / m$$

**Consumo Específico del Combustible.** Es el recíproco del impulso específico. Es definido como el flujo másico del combustible requerido para producir una unidad de fuerza de empuje en un cohete. Sus unidades son (seg)<sup>-1</sup> es expresado como el flujo másico del combustible dividido por el empuje.

$$\text{Consumo del combustible} = 1 / I_p = w / F = m g_0 / F$$

**Relación de Masa** - La relación de masa de MR de un vehículo a una etapa del vehículo en particular es definida por la masa final  $m_f$  (después de la operación del cohete - después de que el combustible es consumido) dividida por la masa inicial  $m_0$  (antes de la operación del cohete).

$$MR = m_f / m_0$$

**Relación de Impulso-Peso** - Es definido como el impulso total  $I$ , dividido por el peso inicial del vehículo o peso de la carga del vehículo  $w_0$  (carga con combustible)

$$\frac{I}{w_0} = \frac{I_{sp} t}{(m_f + m_p)g_0} = \frac{I_{sp}}{m_f g_0 / t + m_p g_0}$$

**Masa efectiva del Combustible** - Es la masa total del combustible.  $mp$ .

**Empuje** - Es la reacción experimentada por su estructura (del cohete) debido a la eyección de una carga (combustible) de alta velocidad.

$$F = \int p dA$$

**Coefficiente de Empuje** - Es una función de la relación de calor específico, la relación de la presión de la cámara  $p_1$  a la presión de salida de la tobera  $p_2$  y la presión ambiente  $p_3$  y la relación de área de la tobera. Es definido como el empuje debido por la presión de la cámara  $p_1$  y el área de la garganta  $A_1$ .

$$c_p = \frac{F}{A_1 p_1}$$

**Momentum** - Es definido como el producto de la masa y la velocidad.

**Velocidad Característica de Salida** - Este término es usado frecuentemente en la literatura de propulsión de cohetes

$$c^* = p_1 A_1 / m$$

Esto relaciona a la eficiencia de la combustión y es esencialmente independiente de las características de la tobera.

**Capa Límite** - La capa límite viscosa es aquella que se encuentra en las paredes de la tobera, donde la velocidad del gas es mucho menor que la velocidad de la corriente libres en las regiones del flujo invisible.

Número de Mach Es una variable muy conveniente en problemas de flujo compresible, donde

$$M = \frac{u}{a}$$

$u$  = Velocidad del flujo de los gases que son expulsados de la combustión del combustible

$a$  = Velocidad local del sonido en el fluido. La velocidad del sonido es la velocidad de propagación de disturbios de presión muy pequeños. Para un gas ideal esta dada por ,

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$

## **6.2 REGLAS DE SEGURIDAD EN EL MANEJO DE COMBUSTIBLES SÓLIDOS**

El camino más efectivo para controlar el peligro y prevenir accidentes es

- 1) Capacitar al personal en el riesgo que representan los combustibles sólidos, así, como evitar acciones de riesgo y como atenderlos en caso de que se presenten
- 2) Proporcionar equipo de seguridad al personal involucrado durante las pruebas de velocidad de combustión así como también las pruebas en el banco estático.
- 3) Establecer medidas de seguridad estrictas durante el diseño, manufactura y operación, como por ejemplo, NO fumar en áreas donde se procesa y almacena el combustible, usar zapatos y herramientas a prueba de chispas, proteger todo el equipo eléctrico, contar al menos con un extintor y usar ropa de algodón para evitar cargas estáticas
- 4) El lugar donde se procese el combustible deberá estar alejado de otras instalaciones.
- 5) En el lugar donde se fabrique y se hagan pruebas de velocidad de combustión y de impulso específico deberá contar con un botiquín de primeros auxilios que contenga lo indispensable, es decir para cualquier cortadura. También es importante ponerse goggles para protegerse de alguna esquirla del motor de combustión en caso de que llegue a explotar.
- 6) Se deberán tener a la mano los teléfonos de emergencia de los bomberos, de la cruz roja ó de auxilio UNAM.
- 7) Poner señalamientos que indiquen precaución (lugar de pruebas experimentales), cerca del lugar de donde se realicen.

### 6.3 LISTA DE SIMBOLOS

$r$	=	Velocidad de combustión
$P$	=	Presión de cámara
$a$	=	Constante empírica de la ecuación de Vieille
$n$	=	Constante empírica de la ecuación de Vieille
$\sigma_p$	=	Variación de la relación de quemado
$\alpha_s$	=	Sensitividad a la temperatura
$A$	=	Superficie interior del motor (área de superficie)
$u$	=	Velocidad
$T$	=	Temperatura
$F$	=	Empuje
$c_f$	=	Coefficiente de empuje
$A_1$	=	Área de la garganta de la tobera
$p_c$	=	Presión de la cámara de combustión
$p_n$	=	Presión normal
$\gamma$	=	Relación de calor específico del gas
$V_c$	=	Volumen de la cámara
$\rho_z$	=	Densidad del gas quemado
$m_g$	=	Masa generada
$m_d$	=	Masa descargada
$c_D$	=	Coefficiente de descarga de la tobera
$M_m$	=	Peso molecular
$R$	=	Constante universal del gas
$\rho_p$	=	Densidad del combustible
$A_s$	=	Área de quemado del combustible
$I_t$	=	Impulso total
$I_{sp}$	=	Impulso específico
$g_0$	=	Aceleración normal gravitacional

## 6.4 LISTA DE FIGURAS

- Fig. 1-1 Vista en planta de la colocación del combustible en la placa de pruebas, con los hilos de cobre para medir la velocidad de combustión
- Fig. 1-2 Equipo utilizado para pruebas de velocidad de combustión
- Fig. 1-3 Equipo utilizado para medir impulso específico, empuje y presión.
- Fig. 1-4 Diseño del aislante del combustible sólido, utilizado en la cámara de combustión.
- Fig. 2-1 Onda de combustión unidimensional de un combustible sólido con (PA) como oxidante.
- Fig. 2-2 Naturaleza de la zona de combustión del quemado de una gota de aluminio en un flujo convectivo.
- Fig. 2-3 Esquema de flamas en vanos movimientos a altas velocidades ilustran la protección de la aglomeración-ignición en el cual la porción del acumulado se inflama y se precipita la aglomeración-inflamación del acumulado caliente.
- Fig. 2-4 Plano logarítmico de velocidad de combustión contra presión de cámara para algunos combustibles sólidos a diversas temperaturas.
- Fig. 2-5 Efecto de la temperatura del combustible sólido sobre el tiempo de quemado en la cámara de presión de un motor de cohete en particular.
- Fig. 2-6 Balance de masa de un motor de cohete mostrando un criterio estable en la presión de cámara.
- Fig. 2-7 Esquema de un motor de cohete.
- Fig. 2-8 Distribución de presión, temperatura y velocidad de los gases en una tobera.
- Fig. 2-9 Clasificación de granos de oxidante PA, de acuerdo a características de tiempo-presión.
- Fig. 2-10 Diagrama simplificado de diversas configuraciones de grano.
- Fig. 3.1-1 Molino de Bolas.
- Fig. 3.1-2 Tamizador (Separador de cristales de perclorato de amonio).
- Fig. 3-2 Molde de muestras utilizadas para la obtención de velocidad de combustión de un agente propulsor sólido.
- Fig. 3-3 Prensa hidráulica.

- Fig. 3-4 Colocación del combustible en placa de pruebas de velocidad de combustión.
- Fig. 3-5 Combustibles en placa de pruebas para la obtención de velocidad de combustión
- Fig. 3-6 Equipo utilizado para obtener la velocidad de combustión.
- Fig. 3-7 Colocación del alambre de ignición en el motor de combustible sólido.
- Fig. 3-8 Cuerpo y tapas del motor de combustible sólido.
- Fig. 3-9 Diseño del aislante para el motor de combustible sólido.
- Fig. 3-10 Diseño del aislante para el motor de combustible sólido.
- Fig. 3-11 Diseño del aislante para la cámara de combustión del agente propulsor.
- Fig. 3-12 Instalación del motor de combustible sólido en el banco estático.
- Fig. 3-13 Localización del banco de pruebas estáticas
- Fig. 4-1 Representación gráfica de la respuesta de velocidad de quemado de un combustible sólido cuya composición es de 68 % de perclorato de amonio (PA) y 13 % de aluminio (Al) a diferentes presiones
- Fig. 4-2 Representación gráfica de la respuesta de velocidad de quemado de un combustible sólido cuya composición es de 68 % de (PA) y 13 % de (Al) a diferentes presiones
- Fig. 4-3 Representación gráfica de la respuesta de velocidad de quemado de un combustible sólido cuya composición es de 68 % de (PA) y 13 % de (Al) a diferentes presiones.
- Fig. 4-4 Representación gráfica de la respuesta de velocidad de quemado de un combustible sólido cuya composición es de 68 % de (PA) y 18 % de (Al) a diferentes presiones
- Fig. 4-5 Representación gráfica de la respuesta de velocidad de quemado de un combustible sólido cuya composición es de 70 % de (PA) y 15 % de (Al) a diferentes presiones.
- Fig. 4-6 Representación gráfica de la respuesta de velocidad de quemado de un combustible sólido cuya composición es de 68 % de (PA) y 15 % de (Al) a diferentes presiones.
- Fig. 4-7 Representación gráfica de la respuesta de velocidad de quemado de un combustible sólido cuya composición es de 66 % de (PA) y 15 % de (Al) a diferentes presiones

**Fig. 4-8**

**Representación gráfica de la respuesta de velocidad de quemado de un combustible sólido cuya composición es de 64 % de (PA) y 15 % de (AJ) a diferentes presiones.**

## 6.5 LISTA DE TABLAS

Tabla 2-1	Características de rendimiento de agentes propulsores sólidos.
Tabla 4-1	Resultados de velocidad de combustión al 68 % de perclorato de amonio (PA) y 13 % de aluminio (Al) de un combustible sólido quemado a diferentes presiones
Tabla 4-2	Resultados de velocidad de combustión al 68 % de (PA) y 13 % de (Al) de un combustible sólido quemado a diferentes presiones
Tabla 4-3	Resultados de velocidad de combustión al 68 % de (PA) y 13 % de (Al) de un combustible sólido quemado a diferentes presiones.
Tabla 4-4	Resultados de velocidad de combustión al 68 % de (PA) y 18 % de (Al) de un combustible sólido quemado a diferentes presiones.
Tabla 4-5	Resultados de velocidad de combustión al 70 % de (PA) y 15 % de (Al) de un combustible sólido quemado a diferentes presiones.
Tabla 4-6	Resultados de velocidad de combustión al 68 % de (PA) y 15 % de (Al) de un combustible sólido quemado a diferentes presiones.
Tabla 4-7	Resultados de velocidad de combustión al 66 % de (PA) y 15 % de (Al) de un combustible sólido quemado a diferentes presiones.
Tabla 4-8	Resultados de velocidad de combustión al 64 % de (PA) y 15 % de (Al) de un combustible sólido quemado a diferentes presiones.

## 7. BIBLIOGRAFÍA **ESTA TESIS NO DEBE SALIR DE LA BIBLIOTECA**

1. Glassman, Y. "Combustion of Metals, Physical Considerations," Solid Propellant Rocket Research, ARS Progress Series in Astronautics and Rocketry, Vol 1, edited by M. Summerfield, Academic Press, New York, 1960, pp 253-257
2. Price, E.W., "Combustion of Aluminum in Solid Propellant Flames," Solid Rocket Motor Technology, AGARD Conference Proceedings 259, 1979, pp. 14-1 to 14-15.
3. Pilling, N.B. and Bedworth, R.E., "The Oxidation of Metals at High Temperatures," Journal of the Institute of Metals, Vol 29, 1923, pp 529
4. Kraeutle, K.J., "The Behavior of Aluminum During Sub-Ignition Heating and Its Dependence on Environmental Conditions and Particle Properties," Proceedings of 9th JANNAF Combustion Meeting, Vol 1, Chemical Propulsion Information Agency, Laurel, Md., CPIA Pub 231 Dec 1972, pp 325-340
5. Price, E.W., and Sigman, R.K., "Behavior of Aluminum in Solid Propellant Combustion," AFOSR TR 77-0050, Nov 1976 (See also, Proceedings of 14th JANNAF Combustion Meeting, Vol 1 Chemical Propulsion Information Agency, Laurel, Md., CPIA Pub 292 Dec 1977, pp 195-208
6. Crump, J.E., Prentice, J.L., and Kraeutle, K.J., "Role of Scanning Electron Microscope in Study of Solid Propellant Combustion Behavior of Metal Additives," Combustion Science and Technology, Vol 1, 1969, pp 205-223
7. Price, E.W., Kraeutle, K.L., Prentice, J.L., Crump, J.E., Boggs, T.L., and Sigman, R.K., "Behavior of Aluminum in Solid Propellant Combustion," Naval Weapons Center, Rept. TP 6120, 1980.
8. Gordon, A.S., Drew, C.M., Prentice, J.L., and Knipe, R.H., "The techniques for the Study of the Combustion of Metals," AIAA Journal, Vol 6, No. 4, 1960, pp. 577-583
9. E.W. Price "Combustion of Metalized Propellants," Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia School of Aerospace Engineering, pp. 479 - 513.
10. Sutton, G. and Ross, D.B., Rocket Propulsion Elements, 4th ed., John Wiley & Sons, New York, 1976.
11. Altman, D. and Carter, J. M., "Expansion Processes," Combustion Processes, Princeton Univ Press, Princeton, N. J., 1956, pp. 52-61.
12. Glassman, I. and Sawyer, R. F., "The Performance of Chemical Propellants," Circa Publications, Inc., New York, 1970.
13. Kubota, N., "Introduction to Rocket Propulsion, Defense Technology Foundation," Tokyo, 1981.

14. Huggett, C., "Combustion of Solid Propellants," Combustion Processes, Princeton Univ Press, Princeton, N.J., 1956, pp 514-574
15. Samer, S F. "Propellant Chemistry," Reinhold Publishing Co., New York, 1966
16. Wilkins, R L., "Theoretical Evaluation of Chemical Propellants," Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, N J., 1963
17. Williams, F A. "Combustion Theory," Addison-Wesley, Reading, Mass., 1965
18. Cotten, D J and Austin, T D., "Solid Propellant Burning Mechanisms Study," U S Naval Propellant Plant, Indian Head, Md., Report 8573, 1964
19. Naminosuke Kubota, "Survey of Rocket Propellants and Their Combustion Characteristics," Japan Defense Agency, Tokyo, Japan
20. Geckler, Richard D. "The Mechanism of Combustion of Solid Propellants" Selected Combustion Problems. Butterworth Scientific Publications, 1954, pp 289 - 339
21. Lawrence, R W. and Dekker, A O., "Structure of Flames from Ammonium Perchlorate Propellant," Jet Propulsion, Vol 25, February 1955, pp 81.
22. Sutherland, G S. "Mechanism of Combustion of an Ammonium Perchlorate - Polyester Resin Composite Solid Propellant" Ph D Thesis, Aeronautical Engineering, Princeton, 1956 (Copies obtainable from University Microfilm, Inc., Ann Arbor, Mich.)
23. N Kubota, "Survey of Rocket Propellant and their Combustion Characteristics," Chapter 1; and M K. Razdan and K K. Kuo, "Erosive Burning of Solid Propellants," Chapter 10, in Fundamentals of Solid Propellant Combustion, K K Kuo and Summerfield (Eds), Volume 90 in series on Progress in Astronautics and Aeronautics, American Institute of Aeronautics, New York, 1984, pp 891.
24. R. E Hamke, M T Guance, and J R Osborn, "The Effect of Pressure Exponent on Temperature Sensitivity," Acta Astronautica, Vol. 15, No 6 and 7, 1987, pp 377-382
25. F. N Kelley, "Solid Propellant Mechanical Property Testing, Failure Criteria and Aging," Chapter 8 in Propellant Manufacture Hazards and Testing, C Boyars and K Klager (Eds), Advances in Chemistry Series 88, American Chemical Society, Washington, D.C., 1969 "Solid Propellant Selection and Characterization," NASA SP - 8064, June 1971 (N72 - 13737)
26. M S Funchs, A. Peretz, and Y M Timnat, "Parametric Study of Acceleration Effects on Burning Rates of Metallized Solid Propellants," Journal Spacecraft and Rockets, Vol 19, No 6, November - December 1982, pp. 539 - 544.
27. "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction," NASA SP - 8039, May 1971 (N72 - 18785)

28 E. M. Landsbaum, M. P. Salinas, and J. P. Leavy, "Specific Impulse Predictions of Solid Propellant Motors." Journal Spacecraft and Rockets, Vol. 17, 1980, pp. 400 - 406.

29 R. Akiba and M. Kohno, "Experiments with Solid Rocket Technology in the Development of M-3SII," Acta Astronautica, Vol. 13, No. 6 - 7, 1986, pp. 349 - 361.

30. C. Bruno et al., "Experimental and Theoretical Burning of Rocket Propellant near the Pressure Deflagration Limit," Acta Astronautica, Vol. 12, No. 5, 1985, pp. 351 - 360.