



40
Zey
UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO

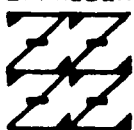
FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
"ZARAGOZA"

CARACTERIZACION DE UN COMBUSTIBLE EN
UN MOTOR DE COMBUSTIBLE SOLIDO BASADO
EN PERCLORATO DE AMONIO COMO OXIDANTE

TESIS PROFESIONAL
PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO QUIMICO
P R E S E N T A ;
ROBERTO TAPIA PATIÑO

ASESOR: DR. GIANFRANCO BISIACCHI GIRALDI

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



LO HUBIERO E J E
DE NUESTRA DEFLESION

MEXICO, D. F.

1995

FALLA DE ORIGEN



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas Tesis Digitales Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS © PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis está 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
MEXICO

FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES *ZARAGOZA*

JEFATURA DE LA CARRERA
DE INGENIERIA QUIMICA

02/JU/08/94


C. ROBERTO. TAPIA PATIÑO
P R E S E N T E.

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:	DR. SERGIO TREJO MARTINEZ
VOCAL:	DR. GIANFRANCO BISIACCHI GIRALDI
SECRETARIO:	QUIM. MIKI OTANI IMURA
SUPLENTE:	ING. FERNANDO HERRERA JUAREZ
SUPLENTE:	ING. ARTURO E. MENDEZ GUTIERREZ

A T E N T A M E N T E
"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"

México, D.F., 25 de octubre de 1994



ING. JOSE BENJAMIN RANGEL GRANADOS
JEFE DE LA CARRERA DE
INGENIERIA QUIMICA

Irm

A mis padres, por todo el cariño y apoyo que de ellos he recibido

A mis hermanos, en especial a la tuya

Agradecimientos

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

INDICE

RESUMEN

1. INTRODUCCION	1
2. MARCO TEORICO	4
2.1 FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR DE COMBUSTIBLE SOLIDO	4
2.2 COMBUSTION DE UN COMBUSTIBLE SOLIDO BASADO EN PERCLORATO DE AMONIO COMO OXIDANTE	8
2.3 OBTENCION DE PARAMETROS TERMODINAMICOS EN UN MOTOR DE COMBUSTIBLE SOLIDO	11
2.3.1 ECUACION DE CONTINUIDAD	11
2.3.2 ECUACION DE MOMENTO Y LA SEGUNDA LEY DE NEWTON	13
2.3.3 LA ECUACION DE ENERGIA Y LA PRIMERA LEY DE LA TERMODINAMICA	15
2.3.4 DEFINICION DEL ESTADO DE ESTANCAMIENTO Y EL NUMERO DE MACH	17
2.3.5 FLUJO UNIDIMENSIONAL ISENTROPICO DE UN GAS PERFECTO	20
2.4 ANALISIS DE LA COMBUSTION Y LA EXPANSION PARA UN COMBUSTIBLE SOLIDO	25

3. DESARROLLO	34
3.1 CONSIDERACIONES QUE SE HACEN EN LA OBTENCION DEL MODELO	34
3.2 DESARROLLO DEL MODELO DE CARACTERIZACION DEL COMBUSTIBLE SOLIDO	35
3.3 DESARROLLO DEL ALGORITMO DE PROGRAMACION DEL MODELO	44
3.4 PROGRAMACION DEL MODELO	48
4. RESULTADOS	49
5. DISCUSION DE RESULTADOS	70
6. CONCLUSIONES	74
APENDICE A: PROGRAMA EN FORTRAN	78
APENDICE B: OBTENCION EXPERIMENTAL DEL CALOR DE FORMACION DEL ORGANICO FORMADO POR HTPB Y HDI	80
APENDICE C: MEDICION DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTION	94
BIBLIOGRAFIA	96

RESUMEN

En este trabajo se hace un análisis de la eficiencia de un propelente sólido en el que se utiliza Perclorato de Amonio como oxidante en un motor de cohete típico. Este análisis se divide en tres partes: la combustión del propelente sólido, la composición de los productos de combustión y por último el proceso de compresión/expansión de los productos de combustión en una tobera convergente/divergente.

Para realizar la primera parte del análisis, se supuso que la velocidad de combustión del propelente sólido se podía predecir por medio de la ley de Vieille. En la segunda parte, la composición de los productos gaseosos en la cámara de combustión se calcula como la composición de equilibrio a la condición de presión de cámara. La temperatura de la cámara se supone que es la temperatura de flama adiabática. En el proceso de compresión/expansión, el fluido de trabajo se considera como un gas ideal con relación de calores específicos constante.

Una vez que se tienen estos análisis por separado, se unifican a través de un balance de masa que se aplica a todo el motor del cohete, obteniéndose una ecuación diferencial de primer orden de la densidad de los productos de combustión con respecto al tiempo en la cual intervienen además de la presión, la temperatura, el peso molecular promedio y el área de quemado. Este conjunto de ecuaciones se resuelven a través de la programación en computadora de un método numérico

Por último, los resultados obtenidos se comparan, cuando es posible, con resultados reportados en la bibliografía.

1. INTRODUCCION

Los cohetes de propelente químico sólido pueden ser considerados como la más antigua técnica desarrollada en propulsión a reacción. En esta clase de cohetes, el momentum del cohete se debe al flujo de gas caliente proveniente del quemado rápido del material sólido que contiene el carburante y comburente (o combustible y oxidante) necesarios para la combustión.

En la historia de los combustibles sólidos, existen evidencias que la pólvora fue el primer combustible sólido descubierto, cosa que sucedió en China en el año 850 D. C. como el resultado accidental del trabajo de alquimistas. La pólvora estaba formada por Carbón y Nitrato de Potasio. Así de acuerdo algunos autores, los ingenieros chinos volaron el primer cohete impulsado por combustible sólido en 1150 D. C.

Después de un periodo de siete siglos o más, los Chinos, Mongoles, Indios y Arabes lograron desarrollar cohetes de combustible sólido con fines militares a través de trabajos de ensayo y error. En Inglaterra, William Congreere desarrollo cohetes de combustible sólido con alcance de 300 yardas, los cuales fueron usados eficientemente en la guerra de 1812 entre Inglaterra y E U.A. así como en otros conflictos armados posteriores.

A pesar de los usos bélicos y pirotécnicos que se les dio a los cohetes de combustible sólido, el principal incentivo del desarrollo de los mismos a través del uso del método

científico y la tecnología, fue la conquista del espacio. Entre los principales precursores de la cohería destacan Ziolkovsky (1857-1935), Goddard (1882-1945) y Obert (1923).

Hoy día, los cohetes de propelente sólido y líquido alcanzan altos niveles de eficiencia; su éxito ha sido brillantemente probado por muchos cohetes y misiones espaciales.

En México, el desarrollo de combustibles sólidos ha sido prácticamente nulo. En la década de los 50's se creó la Comisión del Espacio Exterior, organismo que construyó cohetes de combustible sólido y líquido para realizar estudios de la alta atmósfera. Con esta corta incursión en la cohería, se puede concluir la primera etapa de la historia de la cohería en México.

En 1990, la Universidad Nacional Autónoma de México creó el Programa Universitario de Investigación Espacial, y este a su vez creó el proyecto de cohetes sonda. Dentro de este proyecto se establecen planes de trabajo para la investigación de combustibles sólidos e híbridos, principalmente.

El objetivo de este trabajo es el de obtener un modelo para predecir la eficiencia teórica de un motor para cohete de combustible sólido utilizando Perclorato de Amonio (PA) como oxidante. Este modelo puede ser usado para predecir las eficiencias teóricas de otros combustibles, siempre y cuando se hagan los ajustes apropiados. Este combustible fue seleccionado porque, hoy en día, es el combustible sólido más usado a nivel mundial, por su eficiencia, costo y seguridad.

Además de la eficiencia global del combustible sólido, es importante obtener perfiles de temperatura y presión con respecto al tiempo con el fin de tener datos suficientes para

realizar el diseño mecánico y de las pruebas estáticas necesarias para la implementación práctica de un motor para cohete.

En el modelo que se utilizará en este trabajo se hacen las siguientes simplificaciones: la velocidad de combustión es función sólo de la presión, tomándose la relación de Vieille para describir este comportamiento; la fase gaseosa se encuentra en equilibrio químico en la cámara de combustión, mientras que el proceso de compresión/expansión la composición no cambia; y por último, la temperatura en la cámara de combustión es la temperatura de flama adiabática.

La importancia del desarrollo de este tipo de modelos es que permiten hacer aproximaciones del funcionamiento de un motor de combustible sólido con el fin de evaluar el combustible sin incurrir en los altos costos y peligros que implica una prueba estática o un vuelo real y sin la cantidad de datos, tiempo de computo y valores experimentales requeridos por modelos más complejos.

2. MARCO TEORICO

2.1 FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR DE COMBUSTIBLE SOLIDO

Un motor de cohete convierte la energía térmica desordenada de los productos de los productos de combustión del propelente quemado en un estado ordenado, en el cual las velocidades de todas las moléculas estén alineadas en una dirección específica. En esta condición ideal, el momento total en la dirección de referencia será máximo.

El motor de cohete es un ejemplo típico de un sistema de transferencia de energía que puede explicarse directamente por medio de las leyes de la termodinámica y la segunda ley de Newton. El gas generado en la combustión del propelente a alta temperatura y presión se expande adiabáticamente¹ y su energía sensible se convierte en energía cinética, así el sistema produce una fuerza de reacción. La figura 2.1 es un dibujo esquemático de un motor de cohete.

El motor del cohete consiste en una cámara de combustión en donde el propelente se quema a alta presión produciendo gases calientes que luego pasan a una tobera convergente/divergente que causa el intercambio entre las energías interna y cinética del fluido como resultado de una variación en el área transversal disponible para el flujo.

¹Generalmente las toberas tienen un aislante térmico, además de que el área de transferencia de calor es pequeña, que junto con el bajo tiempo de residencia del gas en la tobera debido a la alta velocidad de flujo, hacen que el proceso de compresión/expansión pueda ser considerado adiabático.

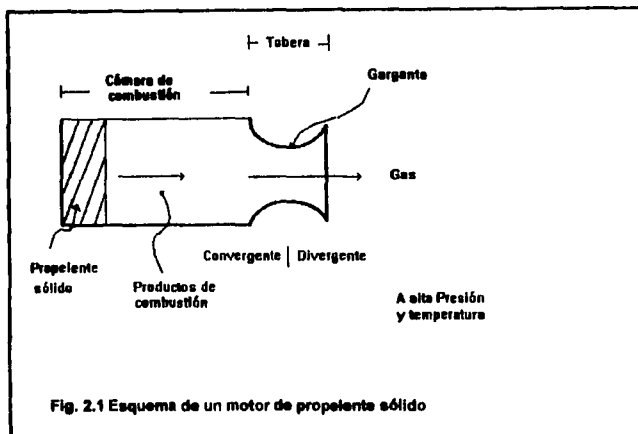


Fig. 2.1 Esquema de un motor de propulente sólido

En la sección convergente de la tobera, la velocidad aumenta y la presión disminuye al disminuir el área de la sección transversal, alcanzándose la velocidad del sonido en la garganta, mientras que en la sección divergente, el área aumenta, pero todavía aumenta la velocidad y la presión disminuye.

El hecho de que la máxima velocidad que alcanza el fluido en la sección convergente sea la del sonido, que se presenta en la garganta, se debe a que para obtener disminuciones posteriores en la presión se requiere un aumento en el área transversal o sea, en la sección divergente. La explicación de lo anterior es la siguiente: a las presiones relativamente grandes de la sección convergente, una caída de presión dada causa un pequeño aumento en el volumen específico, V ; pero a presiones bajas, el aumento en V es grande. Puesto que la restricción de continuidad al régimen permanente establece que el

cociente entre el producto de la velocidad y el área, A y V debe ser constante, se puede observar que a presiones elevadas, un pequeño cambio en V no tiene mucho efecto y A disminuye para compensar el aumento de la velocidad; pero, a presiones bajas, un aumento grande en V ya no puede balancearse por un aumento y A también debe aumentar.

La velocidad del sonido en la garganta de la tobera sólo se obtiene cuando la relación entre las presiones de entrada a la tobera y la de la garganta es mayor o igual a el valor crítico para el gas particular. El valor crítico se define como la presión en la cámara de combustión entre la de la descarga en la sección convergente, es decir en la garganta de la tobera. Las relaciones de presión en cohetes típicos están muy por arriba de los valores críticos. Si la caída de presión en la tobera es insuficiente para que la velocidad se convierta en sónica, la sección divergente de la tobera actúa como un difusor. Esto es, después de pasar la garganta, la presión aumenta cuando la velocidad disminuye, de acuerdo con el comportamiento convencional del flujo subsónico en secciones divergentes.

2.2 COMBUSTION DE UN COMBUSTIBLE SOLIDO BASADO EN PERCLORATO DE AMONIO COMO OXIDANTE

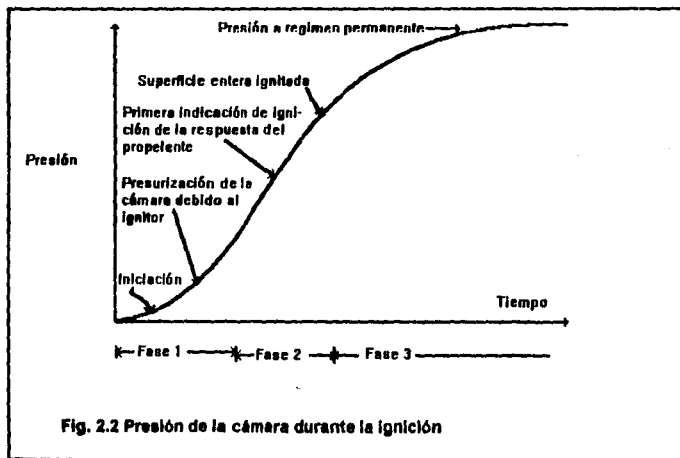
La combustión es una reacción exotérmica que involucra reacciones de oxidación rápidas, este fenómeno ha sido estudiado exhaustivamente en los últimos veinte años para elucidar los mecanismos de combustión de varios tipos de propelentes. Puesto que los propelentes sólidos se queman a altas presiones, las observaciones y medidas experimentales se hacen más difíciles que otros procesos de combustión. En años recientes, los aspectos teóricos de la cinética química y de la naturaleza dinámica de los fluidos 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 de combustión 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 (sublimación).

Un propelente 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 propelente necesita estar formado por un combustible y un oxidante. La primera clasificación de un propelente 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 propelente, el par de materiales se llama propelente heterogéneo o compuesto, cuando el oxidante y el combustible se enlazan químicamente, el material se conoce como propelente homogéneo. El propelente usado en este trabajo, perclorato de amonio (PA) más polibutadieno con terminaciones hidroxilo (HTPB), es un propelente heterogéneo o compuesto.

Los propelentes heterogéneos están compuestos 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 dependen de la estructura química de las partículas. Entre más partículas oxidantes tenga la molécula, es decir la estructura, mejor es el oxidante.

El primer paso en el proceso de la combustión requiere de una primera fase que es la ignición. La ignición es un fenómeno transiente que precede a la combustión en estado estable que se alcanza a través de un material pirotécnico que transfiere energía térmica a la superficie del propelente a través de partículas y gases calientes por conducción, convección y radiación. En un motor real, se define como fase de ignición, la ignición completa del propelente hasta llegar al nivel de la presión de operación en el motor. Este proceso se puede dividir en tres fases parciales como se muestra en la figura 2.2.

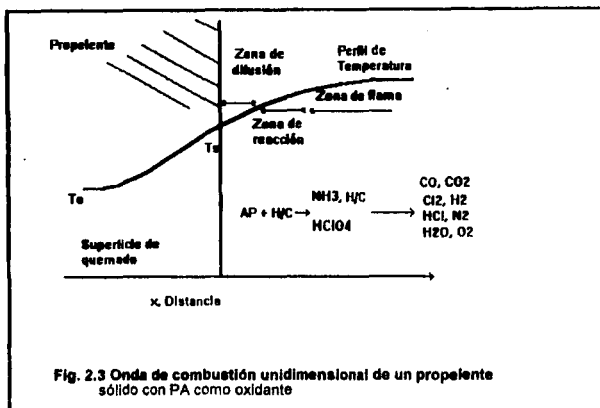


Durante la primera fase el propelente se somete a un calentamiento por una mezcla pirotécnica hasta alcanzar las condiciones críticas requeridas para la ignición.

En la segunda fase, la flama se propaga sobre la superficie no encendida y durante la tercera fase los productos de combustión se acumulan en la cámara del motor hasta alcanzar la presión de operación.

Los mecanismos que operan en la fase de combustión no se han comprendido completamente, aunque una suposición comunmente aceptada es que el combustible y el oxidante, los cuales en este caso se encuentran mezclados en una fase heterogenea, 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 hidrocarburo mientras que el PA se descompone en amoniaco y Acido Perclórico. La figura 2.3 muestra la onda de combustión, perfil de temperatura unidimensional, de un propelente sólido que usa PA como oxidante.

Para que la reacción tome lugar, las especies combustibles y oxidantes tienen que sufrir un mezclado; así, el mezclado difusional puede ser un proceso crítico; los tiempos característicos para las reacciones en fase gas decrecen rapidamente con el incremento de la presión. A bajas presiones, particularmente con tamaños de partícula de PA pequeños, la velocidad de la reacción de combustión de los gases, provenientes de la gasificación del propelente, 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 mezclado combustible-oxidante inicial esta dado por la concentración de oxidante en el propelente sólido, así como por el tamaño y distribución de las partículas de oxidante. Así a mayor concentración de oxidante y menortamaño de partícula, la velocidad de combustión aumenta.



Las reacciones exotérmicas entre el oxidante y los productos degradados del combustible orgánico en la fase gas establecen la flama y producen los productos finales, parte de la entalpía de estas reacciones se transfiere a la superficie sólida para sostener el proceso de combustión. Esta conducción² de calor hacia atrás (feedback), desde la flama al propelente, determina la sensibilidad de la velocidad de combustión a la presión, pues un aumento en la presión hace que la zona de la flama este más cerca de la superficie sólida y que la zona de difusión sea más estrecha, incrementándose esta conducción de calor hacia atrás. Para combustibles como el que se trata en esta tesis se ha encontrado a través de muchas mediciones empíricas que la velocidad de combustión lineal, la cual esta definida como la distancia de regresión de la superficie de quemado por unidad de tiempo, se puede expresar por medio de la siguiente relación empírica

²Aunque la combustión también se ve afectada por la radiación, debido a que los propelentes son de color obscuro, se supone que toda la radiación de la flama se absorbe en la superficie de quemado.

$$r = aP^n$$

que también se conoce como la ley de Saint Robert o ley de Vieille, en la cual a y n son parámetros empíricos, p es la presión de la cámara, a es una constante que depende de las características del propelente y la temperatura inicial del propelente pero independiente de la presión y n es una constante que depende básicamente de la composición química del propelente y del tamaño de partícula del oxidante.

Experimentalmente, a y n se obtienen a través de mediciones de P contra r , que se ajustan después a la ley Vieille por mínimos cuadrados para conocer sus valores.

2.3 OBTENCION DE PARAMETROS TERMODINAMICOS EN UN MOTOR DE COMBUSTIBLE SOLIDO

El flujo de fluidos en la tobera de un cohete esta gobernado por las ecuaciones de transferencia de calor, masa y momento junto con la ecuación de estado apropiada. En las siguientes tres secciones se obtendrán estas ecuaciones.

2.3.1 Ecuación de continuidad

La ley de la conservación de la masa aplicada a un sistema, requiere que la masa del sistema permanezca constante sin importar su tamaño o forma. Esta ley debe ser expresada en términos de las relaciones requeridas entre las propiedades del fluido en varios puntos estacionarios, esto es, en puntos dentro de un volumen de control.

Si se considera un volumen de control como el mostrado en la figura 2.4, la conservación de la masa simplemente requiere que la velocidad con que se acumula la masa dentro del volumen de control sea igual a el flujo neto de entrada de masa:

$$\frac{d}{dt}m_{cc} = \dot{m}_{entrada} - \dot{m}_{salida}$$

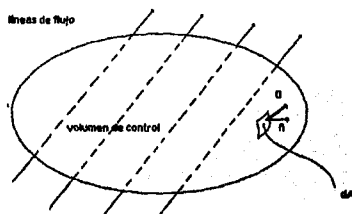


Fig. 2.4 Flujo a través de un volumen de control

donde m_{cc} es la masa dentro del volumen de control y \dot{m} es el flujo másico indicado. Para expresar esta ecuación en forma más conveniente consideremos el flujo másico a través de un pequeño elemento de superficie dA , sobre la superficie de control. Si la velocidad local es \vec{u} y \vec{n} es un vector unitario normal a dA (apuntando hacia afuera) como se observa en la figura 2.4, el flujo de masa es

$$dm = \rho \bar{u} \cdot \bar{n} dA \quad (2.1)$$

donde ρ es la densidad local. El producto punto entre \bar{u} y \bar{n} es positivo para el flujo que sale y negativo para el que entra. La masa dentro del volumen de control m_{vc} se puede encontrar por la siguiente integración

$$m_{vc} = \int_{vc} \rho dV \quad (2.2)$$

donde dV es un elemento de volumen y la integral se extiende en todo el elemento de control. Finalmente se expresa la ecuación de continuidad como

$$\frac{d}{dt} \int_{vc} \rho dV + \int_{sc} \rho \bar{u} \cdot \bar{n} dA = 0 \quad (2.3)$$

2.3.2 Ecuación de momento y la segunda ley de Newton

Para un sistema de masa m en el que actúa una fuerza \bar{F} , la ley de Newton requiere que

$$\bar{F} = \frac{d}{dt}(m\bar{u})$$

ó

$$\bar{F} = m \frac{d\bar{u}}{dt} + \bar{u} \frac{dm}{dt}$$

Sustituyendo las ecuaciones (2.1) y (2.2) en esta ecuación

$$\vec{F} = \frac{d}{dt} \int_{\mathcal{V}} \rho \vec{u} dV + \int_{\mathcal{A}} \rho \vec{u} (\vec{n} \cdot \vec{n}) dA$$

La totalidad de las fuerzas que actúan en el material dentro del volumen de control se expresan como

$$\sum \vec{F} = \frac{d}{dt} \int_{\mathcal{V}} \rho \vec{u} dV + \int_{\mathcal{A}} \rho \vec{u} (\vec{n} \cdot \vec{n}) dA \quad (2.4)$$

El término $\sum \vec{F}$ es la suma vectorial de todas las fuerzas que actúan en el material dentro del volumen de control. Estas fuerzas pueden ser de dos clases: fuerzas superficiales y fuerzas propias. Las fuerzas superficiales, pueden dividirse en dos tipos: presión, que es un esfuerzo normal a la superficie, y de flujo, que es un esfuerzo tangencial a la superficie. Las fuerzas propias son aquellas que son proporcionales a la masa o al volumen del fluido, incluyen fuerzas gravitacionales, electrostáticas y electromagnéticas.

La primera integral del lado derecho es simplemente el momento total de todas las partes del volumen de control en cualquier instante de tiempo. La segunda integral puede verse como el flujo neto de momento hacia afuera de la superficie de control (flujo de salida menos flujo de entrada).

2.3.3 LA ECUACION DE ENERGIA Y LA PRIMERA LEY DE LA TERMODINAMICA

De acuerdo a la primera ley de la termodinámica, la cantidad total de energía es constante aunque adopte diferentes presentaciones; cuando desaparece una forma de energía surge simultáneamente con otra apariencia.

Al aplicar la primera ley a un proceso dado, la esfera de influencia del proceso se divide en dos partes: el sistema y sus alrededores. El primero se refiere a la parte en la que ocurre el proceso; todo lo demás, que no este incluido en el sistema, constituye los alrededores.

En su forma básica, la primera ley se expresa como:

$$\Delta(\text{energía del sistema}) + \Delta(\text{energía de los alrededores}) = 0 \quad (2.5)$$

En el sistema puede ocurrir cambios de energía cinética y potencial globales, asimismo, el cambio de energía de los alrededores puede consistir en el aumento o disminución de varias formas de energía.

En sentido termodinámico, el calor y el trabajo se refieren a energías en tránsito a través de la frontera entre el sistema y los alrededores. Estas formas de energía jamás serán almacenadas. La energía se almacena en sus formas cinética, potencial e interna.

Para un sistema (cerrado), toda la energía que intercambian el sistema y los alrededores a través de las fronteras se transfiere como calor y trabajo; entonces el segundo término de la ecuación (2.5) se reemplaza por

$$\Delta(\text{energía de los alrededores}) = \pm Q \pm W$$

El signo de Q y W depende del sentido de la transferencia que se tome como positivo. Los lineamientos convencionales establecen que el calor que se transfiere al sistema y el trabajo hecho por el sistema sobre los alrededores son positivos. Con este entendimiento, la ecuación anterior queda como sigue

$$\Delta(\text{energía de los alrededores}) = Q - W$$

El primer término de la ecuación (2.5) puede ampliarse para mostrar los cambios de energía en sus diferentes formas. Para un sistema de masa m y si sólo intervienen cambios en la energía interna, E_0 , cinética, E_c y potencial, E_p ,

$$\Delta(\text{energía del sistema}) = \Delta E_0 + \Delta E_c + \Delta E_p$$

ó

$$\text{Energía del sistema} = E_0 + m \frac{u^2}{2} + mgz \quad (2.6)$$

donde z es la altura con respecto a algún punto arbitrario y g es la aceleración gravitacional. Usando las ecuaciones (2.4) y (2.6) y si se expresan las propiedades por unidad de masa con letras minúsculas, se puede escribir la siguiente ecuación

$$\int_{\infty}^{\infty} \dot{t} dA = \frac{d}{dt} \int_{\infty}^{\infty} (\epsilon_0 \rho) dV + \int_{\infty}^{\infty} \left(h + \frac{u^2}{2} + gz \right) \rho (\vec{u} \cdot \vec{n}) dA + W - \int_{\infty}^{\infty} \vec{X} \cdot \vec{u} dV \quad (2.7)$$

donde \dot{t} = transferencia de calor local (por unidad de tiempo por unidad de área,

h = entalpía del fluido,

W = calor neto transferido por trabajo,

\bar{X} = fuerzas propias por unidad de volumen.

2.3.4 Definición del estado de estancamiento y el número de Mach

Estado de estancamiento

El estado de estancamiento se define como el estado que alcanzaría un fluido si este se llevara a descansar reversiblemente, adiabáticamente y sin trabajo, para estas condiciones la ecuación de energía se escribe como

$$dh + udu = 0$$

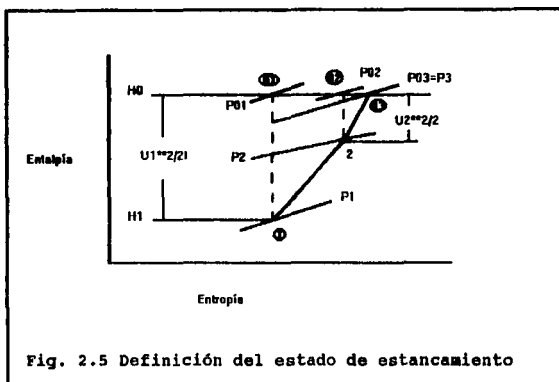
integrando

$$h_0 = h + \frac{u^2}{2} \quad (2.8)$$

donde a la constante de integración, h_0 , se le llama entalpía de estancamiento. En adelante se usará el subíndice "0" para denotar las propiedades de estancamiento.

Para cualquier fluido adiabático visto desde un marco de referencia en el cual no ocurre trabajo, la entalpía de estancamiento es constante. Contrario a la entalpía, la presión alcanzada cuando hay una deaceleración sin trabajo adiabático de un fluido, se

decrementa por procesos irreversibles como lo ilustra la figura 2.5, que es un diagrama entalpía-entropía para un gas típico.



El estado de estancamiento correspondiente al estado 1 es O_1 , y la presión de estancamiento es P_{01} , la cual es la presión alcanzada por el fluido después de que este ha sido llevado a descansar isentropicamente. Si el fluido es llevado a descansar irreversiblemente, como en O_3 (la entropía incrementada es una medida de la irreversibilidad), la entalpía de estancamiento es la misma, pero la presión alcanzada es menos de P_{01} . Para cualquier proceso tal como el de 1 a 2, el estado de estancamiento generalmente sufre un cambio como el de O_1 a O_2 . el decremento en presión desde P_{01} hasta P_{02} es, en ausencia de trabajo, una indicación de irreversibilidad del proceso.

Si el fluido es un gas perfecto, la temperatura de estancamiento se relaciona con la entalpía de estancamiento a través de

$$h_0 - h = \int_T^{T_0} C_p dT \quad h_0 - h = \int_T^{T_0} C_p dT \quad (2.9)$$

Para un gas ideal con calores específicos constantes y utilizando la ley Mayer que establece que la relación de calores específicos, γ , es igual a $(C_p + R)/C_v$, donde C_v es la capacidad calorífica a volumen constante, relacionamos la temperatura y presión de estancamiento por

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.10)$$

Las propiedades estancamiento son útiles porque son más fáciles de medir que las que cambian a través del proceso.

Número de Mach

Una variable muy conveniente en problemas flujo compresible es el número de Mach, M , que se define como

$$M = \frac{u}{a} \quad (2.11)$$

donde a es la 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

$$a = \sqrt{\gamma R T} \quad (2.12)$$

2.3.5 Flujo unidimensional isentrópico de un gas perfecto

En esta sección se aplicarán las ecuaciones obtenidas en las secciones 2.2.1 a 2.2.4 al volumen de control de la figura 2.4.

Para flujo a estado estable la ecuación de continuidad, ecuación (2.3), es

$$\int_{\Sigma} \rho \bar{u} \cdot \bar{n} dA = 0$$

Para flujo unidimensional, se puede reducir a

$$\frac{d}{dx}(\rho u A) = 0,$$

ó

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{du}{u} = 0 \quad (2.13)$$

La ecuación de momento, (2.4), para el estado estable es

$$\sum F = \int_{\Sigma} \rho u (u \cdot \bar{n}) dA$$

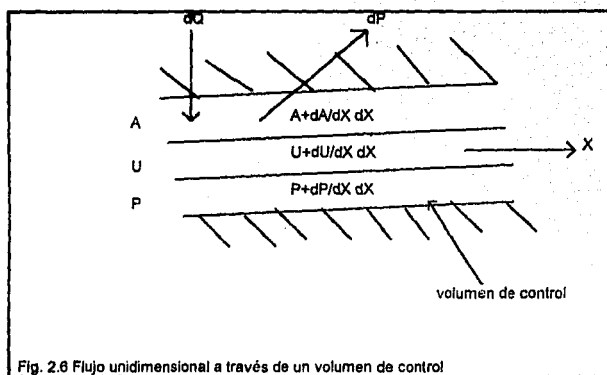


Fig. 2.6 Flujo unidimensional a través de un volumen de control

Escribiendo $\sum F$ como la suma de presiones, fricciones y fuerzas propias, considerando nuevamente la figura 2.1, podemos escribir la ecuación anterior como

$$-(AdP + \tau_0 c dx) + XAdx = \rho u A du$$

ó

$$-\left(\frac{dP}{dx} + \frac{\tau_0 c}{A}\right) + X = \rho u \frac{du}{dx} \quad (2.14)$$

donde τ_0 es el esfuerzo por fricción y c es la circunferencia del ducto.

Para el estado estable, la ecuación de transferencia de energía, (2.7), es

$$d\dot{Q} = \int_{sc} \dot{t} dA_{sc} = \int_{sc} \left(h + \frac{u^2}{2} \right) \rho \bar{u} \cdot \bar{n} dA - \int_{sc} \bar{X} \cdot u dV + dW$$

donde A_{sc} indica la área entera de la superficie de control (como opuesta al área transversal del ducto). Las fuerzas propias, \bar{X} , se pueden despreciar. Utilizando las ecuaciones 2.1 y 2.8, la ecuación de energía se reduce a

$$\dot{m}(dh + udu) = d\dot{Q} - dW$$

ó

$$dh + udu = dq - dw \quad (2.15)$$

donde m es el flujo másico y q y w son la transferencia de calor y trabajo por unidad de masa.

Si asumimos que el fluido es un gas perfecto, la función de estado es

$$P = \rho \bar{R} T \quad (2.16)$$

Muchos procesos reales, tales como el flujo en toberas y difusores, se pueden considerar isentrópicos, en ausencia de trabajo y fuerzas propias. Las ecuaciones que se obtendrán en adelante serán tan útiles como lo permitan el uso de valores promedio de γ para el cambio de temperatura manejado.

Para un γ , constante, la ecuación (3.8) queda como

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{u^2}{2C_p T} \quad (2.17)$$

la cual con la definición del número de Mach se convierte en

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (2.18)$$

puesto que para un gas ideal $C_p = \gamma/(\gamma-1)R$, podemos reescribir la ecuación (2.10) como

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.19)$$

De la ley del gas ideal y las ecuaciones (2.18) y (2.19)

$$\frac{P_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (2.20)$$

Cabe considerar el caso de flujo de baja velocidad, cuando $M^2 \ll 1$, podemos ver de la ecuación (2.20) que $\rho \approx \rho_0$; aunque el flujo no es estrictamente incompresible es de densidad esencialmente constante. También para $M^2 \ll 1$ podemos representar adecuadamente la ecuación (2.13) como

$$\frac{P_0}{P} = 1 + \frac{\gamma}{2} M^2 = 1 + \frac{u^2}{2RT} = 1 + \frac{\rho u^2}{2P}$$

$$P_0 = P + \frac{\rho u^2}{2}$$

Así para flujo a baja velocidad la ecuación (2.13) se reduce a la ecuación de Bernoulli aplicable a flujo isentrópico de densidad constante. El flujo de masa por unidad de área es

$$\frac{\dot{m}}{A} = \rho u$$

usando las ecuaciones (2.11), (2.12) y (2.18), la velocidad se puede expresar como

$$u = M \sqrt{\frac{\gamma R T_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}}$$

entonces usando esta expresión con la ecuación (2.20), escribimos el flujo másico como

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P_0 \sqrt{\gamma}}{\sqrt{RT_0}} M \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.21)$$

Para un fluido dado (γ, \hat{R}), donde \hat{R} es la constante del gas ideal dividida entre el peso molecular, y el estado a la entrada (P_0, T_0), se puede mostrar que el flujo másico por unidad de área es máximo en $M=1$. Si se indica esta propiedad de flujo con un asterisco, el flujo máximo por unidad de área es, de la ecuación (2.21)

$$\frac{\dot{m}}{A^*} = \frac{P_0 \sqrt{\gamma}}{\sqrt{RT_0}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.22)$$

combinando las ecuaciones (2.21) y (2.22), se tiene

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.23)$$

La frontera del sistema puede cambiar de posición, tamaño y forma.

2.4 ANALISIS DE LA COMBUSTION Y LA EXPANSION PARA UN COMBUSTIBLE SOLIDO

La razón de generación, en la cámara de combustión, de productos gaseosos es igual a la razón de consumo del combustible sólido, así

$$\dot{m}_g = \rho_s A_b r$$

donde \dot{m}_g es la razón de generación de gas, masa por unidad de tiempo; ρ_s es la densidad del propelente sólido; A_b es el área de superficie de quemado y r es la velocidad de recesión en la superficie de propelente, longitud por unidad de tiempo.

Como se ha mencionado, r puede expresarse con la siguiente relación empírica

$$r = aP_0^n \quad (2.24)$$

Aquí es pertinente aclarar que P_0 es la presión en la cámara de combustión, todas las demás propiedades con el subíndice cero, también están referidas a la cámara de combustión, y que el subíndice "0" indica que en adelante se considerará la presión en la cámara como una presión de estancamiento.

Así, la razón del incremento del gas "almacenado", M_s , dentro de la cámara de combustión es

$$\frac{dM_s}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_0 V_0)$$

donde ρ_0 y V_0 son la densidad y el volumen instantáneos del gas en la cámara, respectivamente.

Considerando la disminución del volumen del propelente como $dV_0/dt = rA_b$, tenemos que

$$\frac{dM_s}{dt} = \rho_0 r A_b + V_0 \frac{d\rho_0}{dt}$$

La razón a la cual el gas fluye a través de la tobera está dado por (2.22)

$$\dot{m}_s = \frac{P_0 \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A^* \rho_0$$

La ecuación de conservación de masa es

$$\dot{m}_s = \frac{dm_s}{dt} + \dot{m}_s$$

que se convierte en

$$\rho_s A_s v = \rho_0 A_0 v_0 + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} + \dot{m}_s$$

usando las ecuaciones (2.22) y (2.24)

$$\rho_s A_s v_0^2 = \rho_0 A_0 v_0^2 + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} + \frac{P_0 \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A^* \rho_0}{\sqrt{\gamma} T_0} A^* \quad (2.25)$$

teniendo en cuenta que

$$\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{R} \frac{d}{dt} \left(\frac{P_0 T_0}{T_0} \right)$$

y

$$\rho_0 = \frac{P_0 M_0}{RT_0}$$

se tiene que

$$\rho_r A_r a_r^2 = \frac{P_r M_0}{RT_0} A_r a_r^2 + \frac{V_0}{R} \frac{d}{dt} \left(\frac{P_r M_0}{T_0} \right) + P_r \sqrt{\frac{M_0 \gamma}{RT_0}} \left(\frac{2}{\gamma-1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A^*$$

simplificando y reacomodando

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{P_0 M_0}{T_0} \right) = \frac{1}{V_0} \left\{ R \rho_r a_r^2 - \frac{P_0 M_0}{T_0} \left[A_r a_r^2 + \sqrt{\frac{RT_0 \gamma}{M_0}} \left(\frac{2}{\gamma-1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A^* \right] \right\} \quad (2.26)$$

Esta última ecuación permite describir el cambio de las propiedades en la cámara respecto al tiempo.

Así, si se considera el flujo del gas de trabajo en la tobera como un gas perfecto de composición constante e isentrópico, el proceso de calentamiento es

$$\dot{Q} = \dot{m}(h_{02} - h_{01}) = \dot{m} C_p (T_{02} - T_{01})$$

ó

$$T_{02} = T_{01} + \frac{\dot{Q}}{\dot{m} C_p}$$

donde Q_{ra} es el calor de reacción y los subíndices están definidos en la figura 2.6.

Asumiendo expansión adiabática en la tobera, de la ecuación 2.8

$$h_{0a} = h_{0t}$$

ó

$$\frac{u_t^2}{2} = h_{0a} - h_t = C_p(T_{0a} - T_t)$$

usando la ecuación (3.6) para flujo isentrópico

$$u_t = \sqrt{2C_p T_{0a} \left[1 - \left(\frac{P_t}{P_{0a}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

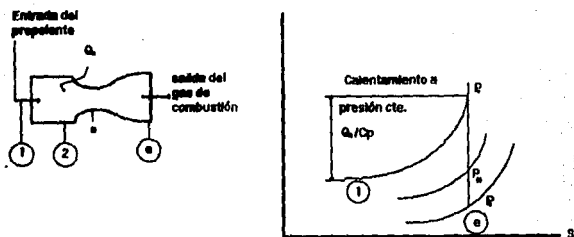


Figura 2.6 Cámara de empuje en un cohete simple

Expresando el C_p en función de γ , R y el peso molecular \bar{M}_0 :

$$u_e = \sqrt{\frac{2\gamma R}{(\gamma-1)\bar{M}_0} T_0 \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

El empuje F que actúa en una cámara de combustión está dado por la suma de todas las fuerzas de presión actuando en las superficies externas e internas, así

$$F = \int_p PdS = \int_{s_i} PdS_i + \int_{s_e} PdS_e$$

para evaluar la integral sobre la superficie interna se aplica el teorema del momentum al gas contenido en el motor del cohete y el plano de salida del de la tobera, así el flujo axial de momentum a través del plano de salida es $\dot{m}V_e$, donde V_e es el componente axial promedio de la velocidad de salida relativo al cohete, por otro lado la presión que actúa sobre el gas contenido es la reacción $-P_i$ hasta P_i en la pared del motor y la presión promedio que se opone al flujo a través del área de la sección de salida A_e es la presión de corriente libre ó P_{∞} , por tanto

$$\int (-P_i) dS_i + A_e P_{\infty} = \dot{m}V_e$$

la integral sobre la superficie externa puede evaluarse de la siguiente manera; la fuerza resultante causada por la presión atmosférica uniforme P_e sobre cualquier recipiente cerrado es cero, si tomamos una abertura en el motor, esta fuerza puede resolverse en (a) la fuerza axial actuando en el área plana A_e de la tobera y (b) la suma de todas las fuerzas sobrantes, así

$$P_e A_e + \int P_e dS_e = 0$$

ó

$$\int P_e dS_e = -P_e A_e$$

finalmente

$$F = -\dot{m}V_e + A_e(P_i - P_e) \quad (2.27)$$

Sustituyendo las ecuaciones (2.27) y (2.21) en (2.27)

$$\frac{F}{A^* P_0} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \left(\frac{P_e}{P_0} - \frac{P_a}{P_0}\right) \frac{A_e}{A^*} \quad (2.28)$$

El miembro derecho de la ecuación es conocido como el coeficiente de empuje, mientras que la velocidad característica, un parámetro importante para comparar las eficiencias de diferentes propelentes, se define como

$$C^* = \frac{P_0 A^*}{\dot{m}} \quad (2.29)$$

ó

$$C^* = \sqrt{\frac{1}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{RT_0}{M_0}}$$

que es una función primaria de las características del propelente. El inverso de C^* es también conocido como el coeficiente de descarga C_D .

Finalmente el impulso específico se define como sigue

$$I_{sp} = \frac{\int F dt}{m_p g_0}$$

donde m_p es la masa del propelente y g_0 es la aceleración gravitacional.

3. DESARROLLO

3.1 CONSIDERACIONES QUE SE HACEN EN LA OBTENCION DEL MODELO

De acuerdo con las relaciones obtenidas para calcular la eficiencia de un motor de combustible químico sólido, se requiere conocer la composición de los productos de combustión, la temperatura y la presión de cámara, los cuales cambian con el tiempo de acuerdo a las características del motor y del mismo combustible. Aquí se obtendrá una aproximación teórica para determinar estas propiedades termoquímicas para una composición de propelente y configuración del motor de combustible sólido dadas. Lo anterior permitirá la determinación de los parámetros de eficiencia como los mencionados en el capítulo anterior tales como impulso específico, velocidad característica, coeficientes de empuje y descarga, relación de calores específicos y presión a la salida de la tobera.

Este análisis teórico es sólo una aproximación de lo que realmente pasa en la cámara de combustión y en el flujo a través de la tobera. El análisis se dividirá en dos conjuntos de cálculos separados:

1. El proceso de combustión.

Aquí se considera que las reacciones ocurren muy rápidamente y que la cámara de combustión es lo suficientemente grande como para dar tiempos de residencia lo suficientemente grandes para que los productos de combustión alcancen el equilibrio químico bajo las condiciones de temperatura y presión de la cámara. Además se considera que la cámara de combustión es adiabática y que la temperatura dentro de la cámara es aproximadamente la de la flama adiabática del propelente dado, a la presión en la cámara.

2. El proceso de expansión en la tobera.

En esta parte se hacen las siguientes aproximaciones:

- a) Flujo unidimensional.
- b) El fluido de trabajo se comporta como un gas ideal.
- c) La expansión es adiabática y reversible, por tanto, isentrópica
- d) La composición del fluido es constante a través de la tobera, pues la velocidad es muy alta y la longitud de la tobera muy pequeña, por tanto se puede considerar que el tiempo de residencia del gas en la tobera es muy corto.
- e) La velocidad en la entrada de la tobera es cero.

3.2 DESARROLLO DEL MODELO DE CARACTERIZACION DEL COMBUSTIBLE SOLIDO

Como se ha mencionado, el principio fundamental de la propulsión de un cohete químico son las reacciones de combustión entre uno o más combustibles y uno o más reactivos oxidantes que liberan calor y transforman los reactivos en productos gaseosos calientes que a su vez son

termodinámicamente expandidos en una tobera para producir el empuje. Así, es necesario conocer con precisión las composiciones químicas del propelente y sus proporciones relativas.

Por otro lado, aún cuando las reacciones de descomposición química del propelente sólido son irreversibles, las reacciones entre los gases de combustión son generalmente reversibles, razón fundamental por la que se puede considerar equilibrio químico. De acuerdo con la termodinámica, el equilibrio químico existe cuando en una reacción química la velocidad de formación de productos es exactamente igual a la reacción inversa de formación de reactivos a partir de productos, un método para calcular las composiciones de equilibrio se basa en el hecho de que, en condiciones de equilibrio, la energía total de Gibbs para un sistema tiene un valor mínimo. La energía total de Gibbs, G para un sistema de una sola fase esta dada por:

$$d(nG) = (nV)dp - (nS)dT + \sum \mu_i dn_i$$

donde n son los moles totales o del i -ésimo componente, según exista o no el subíndice, S es la entropía, como ya se había mencionado con anterioridad y μ es el potencial químico. De esta última ecuación se puede mostrar que

$$(G^i)_{T,P} = G(n_1, n_2, n_3, \dots, n_N)$$

El problema consiste en encontrar el conjunto de los n_i que minimicen G^i para T y P especificadas, sujeto a las restricciones impuestas por el balance de materia. La solución estándar a este tipo de problemas se basa en el método de

multiplicadores de Lagrange. El procedimiento para reacciones en fase gaseosa se describe como sigue:

1. El primer paso es formular las ecuaciones de restricción; es decir, los balances de materia. Aun cuando los componentes moleculares en reacción no se encuentran en un sistema cerrado, el número total de átomos de cada elemento es constante. Si el subíndice k identifica un elemento atómico particular, entonces a_k define el número total de masas atómicas del k -ésimo elemento del sistema. Además, si a_{ik} es el número de átomos de elemento k presentes en cada molécula del componente químico i , el balance de materia de cada elemento k se escribe:

$$A_k = \sum_i n_i a_{ik} \quad (k=1, 2, \dots, w)$$

ó

$$\sum_i n_i a_{ik} - A_k = 0 \quad (3.1)$$

donde A_k es el número total de moléculas del k -ésimo elemento y w representa el número de elementos involucrados en las reacciones.

2. En seguida se introducen los multiplicadores de Lagrange λ_k , uno por cada elemento, multiplicando el balance de cada elemento por su λ_k :

$$\lambda_k \left(\sum_i n_i a_{ik} - A_k \right) = 0$$

Sumando estas ecuaciones para todas las k , se obtiene

$$\sum_k \lambda_k \left(\sum_i n_i a_{ik} - A_k \right) = 0$$

3. Entonces se forma una nueva función F por la adición de esta última a G' .

De esta forma,

$$F = G' + \sum_k \lambda_k \left(\sum_i n_i a_{ik} - A_k \right)$$

Esta nueva función es idéntica a G' , puesto que la sumatoria es igual a cero. Sin embargo, las derivadas parciales de F y G' con respecto a n_i son diferentes, ya que la función F incorpora las restricciones del balance de materia.

4. El valor mínimo tanto de F como G' tiene lugar cuando la derivada parcial de F con respecto a n_i es cero; por lo tanto, se igualan a cero las expresiones para estas derivadas:

$$\left(\frac{\partial F}{\partial n_i} \right)_{T,P,\lambda} = \left(\frac{\partial G'}{\partial n_i} \right)_{T,P,\lambda} + \sum_k \lambda_k a_{ik} = 0$$

Como el primer término del miembro de la derecha corresponde a la definición del potencial químico, la ecuación se escribe

$$\mu_i + \sum_k \lambda_k = 0 \quad (i=1, 2, \dots, N)$$

N es el número de compuestos químicos que toman parte en las reacciones. El potencial químico está definido como

$$\mu_i = G_i^0 + RT \ln \hat{a}_i$$

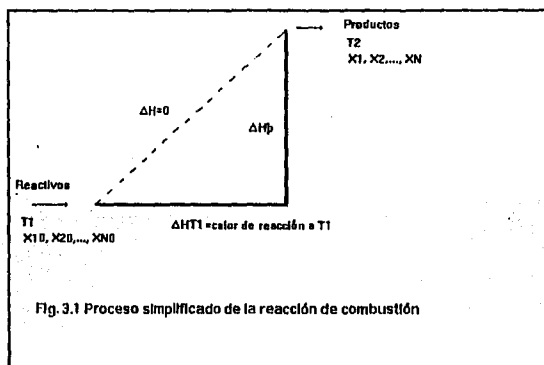
Para reacciones en fase gaseosa e introduciendo ΔG_i^0 en favor de G_i^0 debido a que este se hace arbitrariamente igual a cero para todos los elementos en el estado estándar,

$$\Delta G_i^0 + RT \ln(y_i \phi_i P) + \sum_k \lambda_k \alpha_{ik} = 0 \quad (i=1, 2, \dots, N)$$

(3.2)

Se tiene N ecuaciones de equilibrio, ecuación 3.2, una para cada componente y w ecuaciones de balance de materia, ecuación 3.1, una para cada elemento; en total, hay N+w ecuaciones. Las incógnitas de estas ecuaciones son las n_i (o sus equivalentes, $y_i = n_i / \sum n_i$), de las cuales existen N y las λ_k , de las que hay w, en total N+w incógnitas. Por tanto, el número de ecuaciones es suficiente para determinar todas las incógnitas.

En cuanto a los efectos caloríficos involucrados en la combustión, se supondrá que es una combustión adiabática ($Q=0$), que las energías cinética y potencial son despreciables y que no hay trabajo de eje, por lo que el balance de energía global se reduce a $\Delta H = 0$. Con el fin de calcular la temperatura final, se empleará cualquier trayectoria conveniente entre los estados inicial y final. La trayectoria elegida se muestra en el figura 3.1.



Como el cambio de entalpía debe de ser el mismo para cualquier trayectoria, con la nomenclatura la figura, se tiene

$$\Delta H_r^0 + \Delta H_p^0 = \Delta H = 0$$

los dos términos de la izquierda son

$$\Delta H_r^0 = \left(\sum_i^M n_i \Delta H_{f_i}^0 \right)_{\text{productos}} - \left(\sum_i^M n_i \Delta H_{f_i}^0 \right)_{\text{reactivos}}$$

y

$$\Delta H_p^0 = \sum_i^N n_i \int_{T_i}^T C_p dT$$

por tanto

$$\left(\sum_i^N n_i \Delta H_{T_i}^0 \right)_{\text{productor}} - \left(\sum_i^M n_i \Delta H_{T_i}^0 \right)_{\text{reactivos}} = \sum_i^N n_i \int_{T_i}^T C_p dT \quad (3.3)$$

Esta ecuación permitirá tener otra ecuación para que junto con las de equilibrio se pueda conocer la temperatura de flama adiabática de la combustión del propelente sólido.

Otros parámetros importantes que deben definirse como una función de la masa de propelente presente son el área de quemado y el volumen instantáneo de combustión. De acuerdo a la literatura la forma de propelente más usual es una "estrella", como regularmente se denomina a esta arreglo geométrico, el uso de esta forma se debe a que proporciona una área de quemado que no varía mucho a través de la combustión, permitiendo un diseño óptimo a régimen permanente.

Como la combustión se lleva a cabo en forma perpendicular a la superficie, ver figura 3.2, porque la transferencia de calor lleva a cabo también en esa

forma, es razonable pensar que la forma del propelente conserva la misma forma de estrella a través del proceso de combustión.

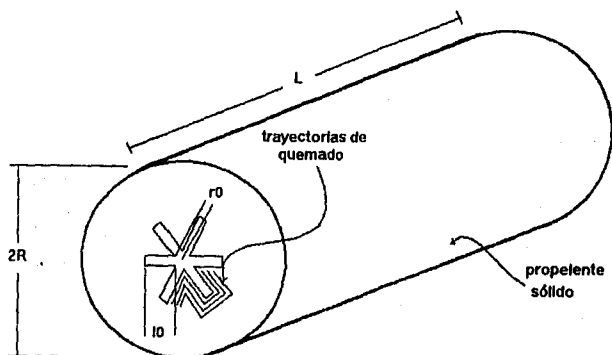


Fig. 3.2 Forma de "estrella" del propelente sólido

Así, si se define α a la longitud del propelente consumida, se tiene que la masa del propelente presente es

$$m_p = [\pi r^2 - (r_0 + \alpha)^2 \tan^2 30^\circ - 2(l_0 + \alpha)(r_0 + \alpha) \tan 30^\circ] \delta L \rho_p$$

desarrollando

$$3\alpha^2 + (2r_0 + l_0)2\alpha + \left[r_0^2 + 2l_0 r_0 + \frac{\frac{m}{L\rho_p} - \pi R^2}{\delta \tan 30^\circ} \right] = 0$$

de la que se puede saber el valor de α fácilmente utilizando la fórmula para ecuaciones cuadráticas. El área de quemado y el volumen vacío se obtienen de la siguiente manera

$$A_b = [l_0 + \alpha + (r_0 + \alpha) \tan 30^\circ] 12L$$

$$V_0 = [6(r_0 + \alpha)^2 \tan 30^\circ + 12(l_0 + \alpha)(r_0 + \alpha) \tan 30^\circ] L$$

Es evidente que lo anterior se cumple mientras $l_0 + r_0 + 2\alpha \leq R$, porque el propelente tiene dimensiones limitadas. Introduciendo la corrección apropiada, $l_0 \leftarrow R - r_0 - \alpha$, se tienen las siguientes relaciones

$$m_p = [\pi R^2 - 6(r_0 + \alpha)^2 \tan 30^\circ - 12(R - r_0 - \alpha)(r_0 + \alpha) \tan 30^\circ] L \rho_p$$

$$-\alpha^2 + 2(R_0 - r_0)\alpha + 2R_0 r_0 - r_0^2 + \frac{m}{L \rho_p} - \pi R^2 = 0$$

$$A_b = [R - r_0 - \alpha + (r_0 + \alpha) \tan 30^\circ] 12L$$

$$V_0 = [(r_0 + \alpha)^2 \tan 30^\circ + 2(R - r_0 - \alpha)(r_0 + \alpha) \tan 30^\circ] 6L$$

3.3 DESARROLLO DEL ALGORITMO DE PROGRAMACION DEL MODELO

Para encontrar las variables que dependen del tiempo; $P_0, T_0, M_0, C^*, C_D, P_s$ e I_{sp} , se procederá a resolver la ecuación diferencial 3.19 teniendo en cuenta las ecuaciones de equilibrio químico, ecuaciones 4.1 y 4.2, la de efectos caloríficos 4.3 y las ecuaciones que definen las variables antes mencionadas obtenidas en el capítulo del marco teórico, y con las suposiciones mencionadas al principio de este capítulo.

El método numérico elegido para resolver la ecuación diferencial, es el método de Runge-Kutta de orden cuatro debido a que arroja resultados más precisos que los métodos de orden dos y además no requiere un esfuerzo computacional elevado; cuatro evaluaciones de la función diferencial por paso.

Se considerará además que el volumen instantáneo y el área de quemado no cambia entre pasos, esto podrá introducir un error muy pequeño, si el tamaño de paso es pequeño.

Con esto en mente, los algoritmos para la simulación quedan como siguen

Algoritmo MOTOR

Paso 1. Comienzo; inicialización de variables

N = número de intervalos entre el tiempo inicial y final de combustión.

P_0 = presión ambiente

A_0 = área de quemado, una función de la masa de propelente presente

$r = aI_{sp}^n$, velocidad de regresión lineal del propelente; a y n son parámetros del propelente en particular, I_{sp}

$h \leftarrow t_f / N$, tamaño de paso para el método de Runge

$m_s \leftarrow A_s \rho_s r$, flujo másico de propelente

$m_{p_0} \leftarrow m_{p_s}$, m_{p_0} es la masa inicial de propelente

Paso 2. Definir el valor asociado con F con la ecuación 3.19 y el algoritmo EQUILIBRIO

Paso 3. Cálculo del peso molecular promedio, M_0 y la temperatura T_0 , con el algoritmo EQUILIBRIO

Paso 4. Salida $(t, P_0, M_0, T_0, V_0, A_s, m_{p_s}, r, m_s)$

Paso 5. Hacer

$$z \leftarrow \frac{P_0 T_0}{T_0} \quad i \leftarrow 1$$

Paso 6. Si $i \geq N$ parar, "El procedimiento esta terminado"

Paso 7. Hacer

$$\begin{aligned} m_{p_i} &= m_s \\ K_1 &= h * F(t, z) \\ K_2 &= h * F(t + h/2, z + K_1/2) \\ K_3 &= h * F(t + h/2, z + K_2/2) \\ K_4 &= h * F(t + h, z + K_3) \end{aligned}$$

$$z \leftarrow z + (K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4) / 6$$

$$t \leftarrow t * h$$

$$r \leftarrow aI_0^n$$

$$m_g \leftarrow m_{r_n} - (m_n - m_g) * h / 2$$

Paso 8. Checar; si $m_g < 0$, parar; "El combustible se agoto"

Paso 9. Hacer

$$V_0 \leftarrow f(m_{r_n})$$

$$A_b \leftarrow f(m_{r_n})$$

Paso 10. Cálculo de las propiedades de los productos de combustión a la salida de la tobera, con las ecuaciones 2.5 a 2.24

Paso 11. Salida $(t, P_0, M_0, T_0, V_0, A_b, m_{r_n}, r, m_g, C_F, C_D, C^*, P_s, T_s, I_{sp})$

Paso 12. Hacer $t \leftarrow t + 1$

Paso 13. Regresar al paso 6

Paso 14. Parar

Algoritmo EQUILIBRIO

Este algoritmo de cálculo sirve para conocer la composición y temperatura en el equilibrio, especificadas la presión y la composición inicial.

Paso 1. Comienzo

Paso 2. Resolver el sistema de ecuaciones no lineales definido por

$$\begin{aligned}\sum_k \lambda_k \left(\sum_i n_i a_{ik} - \sum_i a_{ik} \right) &= 0 \\ \Delta G_R^0 + RT \ln(y_i \phi_i P_0) + \sum_i \lambda_i a_{ik} &= 0 \\ \Delta H_R &= \left(\sum_i n_i \Delta H_{fi}^0 \right)_{\text{productos}} - \left(\sum_i n_i \Delta H_{fi}^0 \right)_{\text{reactivos}} \\ \Delta H_R - \sum_i n_i \int_{T_0}^T C_p dT &= 0\end{aligned}$$

Paso 3. Calcular el peso molecular promedio como

$$M_0 = \frac{\sum_i n_i M_i}{\sum_i n_i}$$

Paso 4. parar

Algunos otros algoritmos que se necesitan, además de los ya mencionados, son el método de Newton para sistemas de ecuaciones no lineales y el método de Gauss para la solución de sistemas de ecuaciones lineales.

3.4 PROGRAMACION DEL ALGORITMO

Todo el programa se hace en FORTRAN 77 Lahey, siguiendo una programación por módulos y utilizando variables de doble precisión cada vez que es necesario, para lograr mejores convergencias. El programa se puede ver en el apéndice A.

4. RESULTADOS

4.1 EJEMPLO DE UTILIZACION DEL MODELO

Tomando los datos reportados en la referencia (7), en el punto de mayor eficiencia de un combustible basado en PA y HTPB, las concentraciones respectivas para estos compuestos son:

Compuesto	Porcentaje (peso/peso)
PA	90
HTPB/HDI	10

Donde el PA es el oxidante, el HTPB es el orgánico a oxidar y para dar la consistencia sólida del combustible y el HDI es el "crosslinking", es decir el monopolímero que polimeriza con el HTPB para formar la red sólida que mantendrá unido a los demás componentes del propelente sólido.

Una vez conocidas las concentraciones es necesario establecer las composiciones mol para realizar los balances de materia necesarios. Lo que se muestra en la tabla siguiente.

Compuesto	Fracción peso	Fracción mol	Entalpía de formación, J/mol	Peso molecular, gramos/mol
NH_4ClO_4	0.9	0.97409	-295767.	117.5
$C_{10}H_{18}O_2$ $C_6H_{11}N$	0.1	0.02591	-137266.79 ¹	1433.

Si se toma un mol de propelente, es decir las cantidades de fracción molar como la base de cálculo, se tiene que el contenido de elemento por mol de combustible es

Elemento	Moles de elemento por mol de combustible
H	6.282297
C	1.3345216
N	0.9921802
O	3.9191996
Cl	0.97409

Además se necesita conocer los probables compuestos que serán los productos de combustión; en la siguiente tabla, formada con los datos reportados en las referencias (5), (10), (16) y (15), se encuentran estos junto con algunas de sus propiedades

Compuesto	i	ΔH_f° , J/mol	ΔG_f° , J/mol	A	$B \times 10^1$	$C \times 10^2$	$D \times 10^{-3}$
CO	1	-110527	-137163	3.376	0.557	0.0	-0.031
CO_2	2	-393522	-394389	5.457	1.045	0.0	-1.157
Cl_2	3	0.0	0.0	4.442	0.089	0.0	-0.344
HCl	4	-92312	-95300	3.156	0.623	0.0	0.151

¹ resultado obtenido experimentalmente en una bomba calorimétrica (ver Apéndice B)

HCN	5	135100	124700	4.736	1.359	0.0	-0.725
H ₂	6	0.0	0.0	3.249	0.422	0.0	0.083
H ₂ O	7	-241826	-228582	3.470	1.450	0.0	0.121
NH ₃	8	-45893	-16367	3.578	30.020	0.0	-0.186
O ₂	9	0.0	0.0	3.639	0.506	0.0	-0.227
N ₂	10	0.0	0.0	3.280	0.593	0.0	0.040

Las letras A, B, C y D, son parte de la definición del C_p , siguiendo la fórmula

$$\frac{C_p}{R} = A + BT + CT^2 + \frac{D}{T^2}$$

El balance por átomos de los reactivos y productos están contenidos en las dos tablas siguientes

Átomos/Reactivos	NH ₃ ClO ₄	C ₄ H ₁₇ N	C ₃₀ H ₁₈₀ O ₂
H	4	17	182
C	0	9	90
N	1	1	0
O	4	0	2
Cl	1	0	0

Producto/Reactivo	CO	CO ₂	Cl ₂	HCl	HCN	H ₂	H ₂ O	NH ₃	O ₂	N ₂
H	0	0	0	1	1	2	2	3	0	0
C	1	1	0	0	1	0	0	0	0	0
N	0	0	0	0	1	0	0	1	0	2
O	1	2	0	0	0	0	1	0	2	0
Cl	0	0	2	1	0	0	0	0	0	0

Para actualizar los valores de la energía libre de Gibbs de formación a diferentes temperaturas se requiere conocer las reacciones de formación de los productos de combustión, que están contenidos en la siguiente tabla

Producto Fórmula	Reactivo 1				Reactivo 2				Reactivo 3				
	No. de reacci.	$C_{1,j}$	A	$B \times 10^4$	$D \times 10^3$	$C_{2,j}$	A	$B \times 10^4$	$D \times 10^3$	$C_{3,j}$	A	$B \times 10^4$	$D \times 10^3$
CO	2	1	1.771	0.771	-0.86	0.5	3.639	0.906	-0.22	0	0	0	0
CO ₂	2	1	1.771	0.771	-0.86	1	3.639	0.906	-0.22	0	0	0	0
Cl ₂	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
HCl	2	0.5	3.249	0.442	0.083	0.5	4.442	0.089	0.089	0	0	0	0
HCN	3	0.5	3.249	0.422	0.083	1	1.771	0.771	-0.86	0.5	3.280	0.963	0.040
H ₂	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
H ₂ O	2	1	3.249	0.422	0.083	0.5	3.639	0.906	-0.22	0	0	0	0
NH ₃	2	0.5	3.280	0.963	0.040	1.5	3.249	0.422	0.083	0	0	0	0
O ₂	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
N ₂	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Por último se requiere conocer los valores críticos de presión, temperatura y volumen y factor acentrico para los productos de combustión con el fin de calcular la entalpía residual de la mezcla de productos.

Compuesto	P_c, atm	V_c, lts	T_c, K	ω
CO	132.9	3.5	93.1	0.295
CO ₂	304.2	73.8	94.0	0.274
Cl ₂	417.0	77.0	124.0	0.275
HCl	324.6	83.0	81.0	0.249
HCN	456.8	53.9	139.0	0.197

H_2	33.2	13.0	65.0	0.305
H_2O	647.3	220.5	56.0	0.229
NH_3	405.6	112.8	72.5	0.242
O_2	154.6	50.5	73.4	0.288
N_2	126.2	33.9	89.5	0.290

Estos valores se alimentan al programa en los archivos PROD.DAT, REAC.DAT, ESTEQ.DAT y FORM.DAT.

La especificaciones físicas del motor son (en unidades SI):

Longitud del propelente, $L=0.42$

Radio del propelente, $R=0.034925$

Relación de áreas, $A_1 / A^* = 10$

La forma del combustible es de "estrella", con la notación explicada anteriormente

$I_0 = 0.00915$

$r_0 = 0.01185$

La densidad del propelente es

$\rho_p = 1509$

Dado que la "a" y la "n", parámetros de la ley de Vieille para la velocidad de combustión como función de la presión, pueden cambiarse variando el tamaño de partículas

de oxidante, la temperatura inicial o adicionando un acelerador o un inhibidor de la descomposición del oxidante, aquí se varía n desde 0.45 hasta 0.65, que son valores típicos para combustibles sólidos basados en AP. La a se calcula para que, en el régimen permanente, la presión sea aproximadamente 100 atmósferas.

de oxidante, la temperatura inicial o adicionando un acelerador o un inhibidor de la descomposición del oxidante, aquí se varía n desde 0.45 hasta 0.65, que son valores típicos para combustibles sólidos basados en AP. La n se calcula para que, en el régimen permanente, la presión sea aproximadamente 100 atmósferas.

4.2 RESULTADOS DE LA CORRIDA DE LOS EJEMPLOS

Los resultados obtenidos para el ejemplo anterior son los siguientes

$n = .45$

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_s (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_{sp} (seg)
0.000	101325.000	2613.445	0.08100	1.88000	0.03100	1.16600	0.0000
0.020	3007692.030	2820.723	0.08100	1.87500	0.03200	1.16600	185.2617
0.040	3862597.376	2841.449	0.08100	1.86600	0.03200	1.16600	199.1410
0.060	4125291.223	2838.435	0.08100	1.85600	0.03200	1.16600	201.9910
0.080	4229525.827	2837.500	0.08200	1.84700	0.03200	1.16600	203.0285
0.100	4290471.258	2837.705	0.08200	1.83700	0.03200	1.16600	203.6379
0.120	4339787.264	2838.180	0.08300	1.82700	0.03200	1.16600	204.1298
0.140	4386281.213	2838.781	0.08300	1.81700	0.03200	1.16600	204.5893
0.160	4432247.177	2839.376	0.08400	1.80700	0.03200	1.16600	205.0347
0.180	4478414.252	2840.006	0.08400	1.79700	0.03200	1.16600	205.4745
0.200	4525056.640	2840.596	0.08400	1.78700	0.03200	1.16600	205.9087
0.220	4572108.356	2841.224	0.08500	1.77600	0.03200	1.16600	206.3394
0.240	4619467.195	2841.594	0.08500	1.76600	0.03200	1.16600	206.7550
0.260	4667388.969	2842.442	0.08600	1.75500	0.03200	1.16600	207.1845
0.280	4715772.555	2843.073	0.08600	1.74400	0.03200	1.16600	207.6021
0.300	4764225.685	2843.226	0.08700	1.73400	0.03200	1.16600	207.9946
0.320	4813221.771	2843.837	0.08700	1.72300	0.03200	1.16600	208.4004
0.340	4863083.301	2844.906	0.08800	1.71200	0.03200	1.16600	208.8219
0.360	4913633.733	2845.465	0.08800	1.70000	0.03200	1.16600	209.2221
0.380	4964466.378	2846.155	0.08900	1.68900	0.03200	1.16600	209.6216
0.400	5015705.598	2846.782	0.08900	1.67800	0.03200	1.16600	210.0142
0.420	5066750.549	2847.081	0.09000	1.66600	0.03200	1.16600	210.3858
0.440	5118977.478	2847.986	0.09000	1.65500	0.03200	1.16600	210.7809
0.460	5171890.724	2848.634	0.09100	1.64300	0.03200	1.16600	211.1638
0.480	5225143.064	2849.132	0.09100	1.63100	0.03200	1.16600	211.5362
0.500	5278901.727	2849.886	0.09200	1.61900	0.03200	1.16600	211.9143
0.520	5333095.401	2850.487	0.09200	1.60700	0.03200	1.16600	212.2825
0.540	5387661.591	2851.128	0.09300	1.59500	0.03200	1.16600	212.6476

(continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_s (m ²)	m_s (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
0.560	5442921.629	2851.744	0.09300	1.58200	0.03200	1.16600	213.0092
0.580	5498668.083	2852.374	0.09400	1.57000	0.03200	1.16600	213.3675
0.600	5552884.837	2852.974	0.09400	1.55700	0.03200	1.16600	213.7091
0.620	5610866.104	2853.606	0.09500	1.54500	0.03200	1.16600	214.0673
0.640	5668674.589	2854.206	0.09500	1.53200	0.03200	1.16600	214.4166
0.660	5726593.078	2854.842	0.09600	1.51900	0.03200	1.16600	214.7612
0.680	5785104.815	2855.492	0.09700	1.50600	0.03200	1.16600	215.1033
0.700	5844085.769	2856.113	0.09700	1.49200	0.03200	1.16600	215.4404
0.720	5903596.310	2856.714	0.09800	1.47900	0.03200	1.16600	215.7733
0.740	5963676.160	2857.374	0.09800	1.46500	0.03200	1.16600	216.1052
0.760	6024211.352	2857.802	0.09900	1.45200	0.03200	1.16600	216.4245
0.780	6085391.221	2858.580	0.09900	1.43800	0.03200	1.16600	216.7542
0.800	6147156.397	2859.238	0.10000	1.42400	0.03200	1.16600	217.0762
0.820	6209448.043	2859.595	0.10000	1.41000	0.03200	1.16600	217.3835
0.840	6271954.581	2860.409	0.10100	1.39600	0.03200	1.16600	217.7033
0.860	6335774.286	2861.128	0.10100	1.38100	0.03200	1.16600	218.0197
0.880	6400049.987	2861.755	0.10200	1.36700	0.03200	1.16600	218.3289
0.900	6464805.173	2862.384	0.10300	1.35200	0.03200	1.16600	218.6347
0.920	6529325.097	2862.546	0.10300	1.33700	0.03200	1.16600	218.9161
0.940	6595388.175	2863.620	0.10400	1.32200	0.03200	1.16600	219.2334
0.960	6662164.245	2864.267	0.10400	1.30700	0.03200	1.16600	219.5318
0.980	6729579.551	2864.899	0.10500	1.29200	0.03200	1.16600	219.8269
1.000	6797515.915	2865.522	0.10500	1.27600	0.03200	1.16600	220.1183
1.020	6865863.648	2866.161	0.10600	1.26100	0.03200	1.16600	220.4067
1.040	6935037.155	2866.782	0.10700	1.24500	0.03200	1.16600	220.6923
1.060	7004298.138	2867.419	0.10700	1.22900	0.03200	1.16600	220.9738
1.080	7074884.720	2868.049	0.10800	1.21300	0.03200	1.16600	221.2547
1.100	7146074.757	2868.677	0.10800	1.19700	0.03200	1.16600	221.5328
1.120	7217823.927	2869.306	0.10900	1.18100	0.03200	1.16600	221.8078
1.140	7290192.125	2869.942	0.10900	1.16400	0.03200	1.16600	222.0803
1.160	7363083.956	2870.574	0.11000	1.14700	0.03200	1.16600	222.3496
1.180	7436809.336	2871.208	0.11100	1.13100	0.03200	1.16600	222.6169
1.200	7510724.411	2871.827	0.11100	1.11400	0.03200	1.16600	222.8795
1.220	7585986.333	2872.414	0.11200	1.09600	0.03200	1.16600	223.1405
1.240	7661828.048	2873.099	0.11300	1.07900	0.03200	1.16600	223.4025
1.260	7738299.609	2873.734	0.11300	1.06100	0.03200	1.16600	223.6599
1.280	7815506.111	2874.357	0.11400	1.04400	0.03200	1.16600	223.9144
1.300	7893378.102	2874.996	0.11400	1.02600	0.03200	1.16600	224.1671
1.320	7971964.079	2875.634	0.11500	1.00800	0.03200	1.16600	224.4173
1.340	8051246.545	2876.243	0.11600	0.99000	0.03200	1.16600	224.6640
1.360	8131275.825	2876.902	0.11600	0.97100	0.03200	1.16600	224.9104
1.380	8212045.989	2877.528	0.11700	0.95200	0.03200	1.16600	225.1532
1.400	8293525.263	2878.167	0.11700	0.93400	0.03200	1.16600	225.3942

(continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_s (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
1.420	8375694.674	2878.791	0.11800	0.91500	0.03200	1.16600	225.6322
1.440	8458699.887	2979.428	0.11900	0.89600	0.03200	1.16600	225.8687
1.460	8542405.337	2880.052	0.11900	0.87600	0.03200	1.16600	226.1024
1.480	8626877.622	2880.685	0.12000	0.85700	0.03200	1.16600	226.3342
1.500	8712204.915	2881.339	0.12100	0.83700	0.03200	1.16600	226.5650
1.520	8798279.845	2881.970	0.12100	0.81700	0.03200	1.16600	226.7927
1.540	8885111.581	2882.605	0.12200	0.79700	0.03200	1.16600	227.0183
1.560	8972711.992	2883.235	0.12300	0.77700	0.03200	1.16600	227.2417
1.580	9061133.127	2883.876	0.12300	0.75600	0.03200	1.16600	227.4635
1.600	9149445.557	2884.514	0.12400	0.73500	0.03200	1.16600	227.6811
1.620	9239492.609	2885.136	0.12500	0.71400	0.03200	1.16600	227.8982
1.640	9330718.995	2885.792	0.12500	0.69300	0.03200	1.16600	228.1154
1.660	9422634.830	2886.423	0.12600	0.67200	0.03200	1.16600	228.3294
1.680	9515237.308	2887.054	0.12700	0.65000	0.03200	1.16600	228.5411
1.700	9608536.278	2887.699	0.12700	0.62900	0.03200	1.16600	228.7511
1.720	9702731.888	2888.264	0.12800	0.60700	0.03200	1.16600	228.9562
1.740	9797771.047	2888.974	0.12900	0.58400	0.03200	1.16600	229.1652
1.760	9893677.377	2889.612	0.12900	0.56200	0.03200	1.16600	229.3695
1.780	9990425.101	2890.251	0.13000	0.53900	0.03200	1.16600	229.5719
1.800	10088027.911	2890.889	0.13100	0.51600	0.03200	1.16600	229.7724
1.820	10186497.626	2891.528	0.13100	0.49300	0.03200	1.16600	229.9712
1.840	10285844.818	2892.167	0.13200	0.47000	0.03200	1.16600	230.1682
1.860	10386077.699	2892.806	0.13300	0.44700	0.03200	1.16600	230.3635
1.880	10487204.509	2893.445	0.13400	0.42300	0.03200	1.16600	230.5570
1.900	10589232.350	2894.084	0.13400	0.39900	0.03200	1.16600	230.7487
1.920	10692168.835	2894.723	0.13500	0.37500	0.03200	1.16600	230.9388
1.940	10796020.872	2895.363	0.13600	0.35000	0.03200	1.16600	231.1273
1.960	10835416.241	2895.583	0.13600	0.32600	0.03200	1.16600	231.1970
1.980	10809019.717	2895.613	0.13500	0.30100	0.03200	1.16600	231.1574
2.000	10748490.511	2895.556	0.13400	0.27700	0.03200	1.16600	231.0608
2.020	10669666.121	2895.060	0.13300	0.25300	0.03200	1.16600	230.9166
2.040	10580820.551	2894.506	0.13300	0.22900	0.03200	1.16600	230.7520
2.060	10486322.257	2893.918	0.13200	0.20500	0.03200	1.16600	230.5744
2.080	10388405.883	2893.286	0.13100	0.18200	0.03200	1.16600	230.3865
2.100	10288216.826	2892.651	0.13100	0.15800	0.03200	1.16600	230.1915
2.120	10186315.695	2891.987	0.13000	0.13500	0.03200	1.16600	229.9892
2.140	10082951.426	2891.318	0.12900	0.11200	0.03200	1.16600	229.7805
2.160	9978217.311	2890.637	0.12800	0.09000	0.03200	1.16600	229.5651
2.180	9872093.402	2889.933	0.12800	0.06800	0.03200	1.16600	229.3422
2.200	9764531.157	2889.219	0.12700	0.04600	0.03200	1.16600	229.1121
2.220	9655413.806	2888.480	0.12600	0.02400	0.03200	1.16600	228.8734
2.240	9544621.887	2887.716	0.12500	0.00200	0.03200	1.16600	228.6258

n=0.5

T(seg)	P(Pa)	T(K)	$A_b (m^2)$	$m_p (kg)$	$\bar{M} (kg/mol)$	γ	$I_p (seg)$
0.000	101325.000	2613.445	0.08100	1.88000	0.03100	1.16600	0.0000
0.020	2519986.406	2812.177	0.08100	1.87500	0.03200	1.16600	173.4981
0.040	3469519.727	2832.638	0.08100	1.86800	0.03200	1.16600	193.5788
0.060	3752875.113	2831.955	0.08100	1.85900	0.03200	1.16600	197.4525
0.080	3858506.525	2831.588	0.08200	1.85000	0.03200	1.16600	198.7460
0.100	3916776.748	2831.918	0.08200	1.84100	0.03200	1.16600	199.4480
0.120	3962674.210	2832.470	0.08200	1.83200	0.03200	1.16600	199.9970
0.140	4005586.228	2833.061	0.08300	1.82300	0.03200	1.16600	200.5021
0.160	4047982.467	2833.691	0.08300	1.81400	0.03200	1.16600	200.9928
0.180	4090385.243	2834.308	0.08400	1.80500	0.03200	1.16600	201.4735
0.200	4133551.069	2834.927	0.08400	1.79500	0.03200	1.16600	201.9529
0.220	4177118.414	2835.454	0.08500	1.78600	0.03200	1.16600	202.4238
0.240	4221132.712	2836.177	0.08500	1.77600	0.03200	1.16600	202.8970
0.260	4265624.581	2836.807	0.08500	1.76700	0.03200	1.16600	203.3524
0.280	4310569.246	2837.439	0.08600	1.75700	0.03200	1.16600	203.8232
0.300	4355967.429	2838.069	0.08600	1.74700	0.03200	1.16600	204.2792
0.320	4401668.691	2838.700	0.08700	1.73700	0.03200	1.16600	204.7293
0.340	4448165.167	2839.327	0.08700	1.72700	0.03200	1.16600	205.1777
0.360	4495084.667	2839.960	0.08800	1.71600	0.03200	1.16600	205.6214
0.380	4542377.332	2840.414	0.08800	1.70600	0.03200	1.16600	206.0532
0.400	4590169.832	2841.011	0.08900	1.69600	0.03200	1.16600	206.4860
0.420	4638638.425	2841.771	0.08900	1.68500	0.03200	1.16600	206.9220
0.440	4687591.813	2842.494	0.09000	1.67500	0.03200	1.16600	207.3522
0.460	4737038.108	2842.954	0.09000	1.66400	0.03200	1.16600	207.7685
0.480	4787090.308	2843.782	0.09000	1.65300	0.03200	1.16600	208.1948
0.500	4837638.586	2844.307	0.09100	1.64200	0.03200	1.16600	208.6058
0.520	4888748.995	2845.052	0.09100	1.63100	0.03200	1.16600	209.0210
0.540	4940075.143	2845.696	0.09200	1.62000	0.03200	1.16600	209.4262
0.560	4991976.610	2846.085	0.09200	1.60800	0.03200	1.16600	209.8183
0.580	5044031.614	2846.947	0.09300	1.59700	0.03200	1.16600	210.2213
0.600	5098117.035	2847.601	0.09300	1.58500	0.03200	1.16600	210.6231
0.620	5152375.586	2848.264	0.09400	1.57300	0.03200	1.16600	211.0186
0.640	5207037.164	2848.922	0.09400	1.56200	0.03200	1.16600	211.4089
0.660	5261749.725	2849.208	0.09500	1.55000	0.03200	1.16600	211.7782
0.680	5315539.729	2850.181	0.09500	1.53800	0.03200	1.16600	212.1599
0.700	5373174.940	2850.850	0.09600	1.52500	0.03200	1.16600	212.5473
0.720	5430678.600	2851.494	0.09600	1.51300	0.03200	1.16600	212.9255
0.740	5488412.885	2852.128	0.09700	1.50100	0.03200	1.16600	213.2972
0.760	5546609.368	2852.798	0.09700	1.48800	0.03200	1.16600	213.6659
0.780	5605419.813	2853.452	0.09800	1.47500	0.03200	1.16600	214.0304
0.800	5664824.122	2854.102	0.09800	1.46200	0.03200	1.16600	214.3911
0.820	5724892.963	2854.756	0.09900	1.44900	0.03200	1.16600	214.7487
0.840	5785383.558	2855.411	0.09900	1.43600	0.03200	1.16600	215.1017

(Continua)

T(seg)	P(Pa)	T(K)	A_b (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
0.860	5846514.469	2856.053	0.10000	1.42300	0.03200	1.16600	215.4509
0.880	5906771.712	2856.708	0.10000	1.41000	0.03200	1.16600	215.7998
0.900	5971633.611	2857.369	0.10100	1.39600	0.03200	1.16600	216.1452
0.920	6035071.181	2858.007	0.10100	1.38200	0.03200	1.16600	216.4860
0.940	6099160.354	2858.679	0.10200	1.36900	0.03200	1.16600	216.8247
0.960	6163912.296	2859.345	0.10200	1.35500	0.03200	1.16600	217.1599
0.980	6229315.796	2859.838	0.10300	1.34000	0.03200	1.16600	217.4851
1.000	6295544.402	2860.674	0.10400	1.32600	0.03200	1.16600	217.8209
1.020	6362189.358	2861.324	0.10400	1.31200	0.03200	1.16600	218.1451
1.040	6430008.970	2861.986	0.10500	1.29700	0.03200	1.16600	218.4688
1.060	6498153.413	2862.658	0.10500	1.28200	0.03200	1.16600	218.7881
1.080	6567028.424	2863.307	0.10600	1.26700	0.03200	1.16600	219.1035
1.100	6637189.163	2863.983	0.10600	1.25200	0.03200	1.16600	219.4192
1.120	6707979.228	2864.642	0.10700	1.23700	0.03200	1.16600	219.7309
1.140	6779463.273	2865.304	0.10700	1.22200	0.03200	1.16600	220.0394
1.160	6851633.194	2865.942	0.10800	1.20600	0.03200	1.16600	220.3438
1.180	6924486.763	2866.640	0.10900	1.19100	0.03200	1.16600	220.6473
1.200	6998312.160	2867.318	0.10900	1.17500	0.03200	1.16600	220.9479
1.220	7072893.730	2867.986	0.11000	1.15900	0.03200	1.16600	221.2451
1.240	7148017.020	2868.661	0.11000	1.14200	0.03200	1.16600	221.5390
1.260	7224324.277	2869.269	0.11100	1.12600	0.03200	1.16600	221.8288
1.280	7300985.797	2869.986	0.11100	1.10900	0.03200	1.16600	222.1186
1.300	7379023.183	2870.659	0.11200	1.09300	0.03200	1.16600	222.4058
1.320	7457776.441	2871.341	0.11300	1.07600	0.03200	1.16600	222.6902
1.340	7537144.057	2872.020	0.11300	1.05900	0.03200	1.16600	222.9712
1.360	7617680.567	2872.703	0.11400	1.04100	0.03200	1.16600	223.2507
1.380	7699122.158	2873.370	0.11400	1.02400	0.03200	1.16600	223.5271
1.400	7781334.057	2873.959	0.11500	1.00600	0.03200	1.16600	223.7976
1.420	7864358.083	2874.730	0.11600	0.98900	0.03200	1.16600	224.0724
1.440	7947595.500	2875.289	0.11600	0.97100	0.03200	1.16600	224.3344
1.460	8032794.504	2876.091	0.11700	0.95200	0.03200	1.16600	224.6066
1.480	8118816.363	2876.776	0.11700	0.93400	0.03200	1.16600	224.8714
1.500	8205713.286	2877.464	0.11800	0.91500	0.03200	1.16600	225.1337
1.520	8293475.520	2878.134	0.11900	0.89700	0.03200	1.16600	225.3927
1.540	8382129.333	2878.820	0.11900	0.87800	0.03200	1.16600	225.6498
1.560	8471729.808	2879.513	0.12000	0.85800	0.03200	1.16600	225.9048
1.580	8562321.780	2880.203	0.12100	0.83900	0.03200	1.16600	226.1575
1.600	8653891.126	2880.890	0.12100	0.81900	0.03200	1.16600	226.4076
1.620	8746415.359	2881.570	0.12200	0.79900	0.03200	1.16600	226.6552
1.640	8839926.892	2882.262	0.12300	0.77900	0.03200	1.16600	226.9009
1.660	8934524.785	2882.941	0.12300	0.75900	0.03200	1.16600	227.1440
1.680	9030131.654	2883.627	0.12400	0.73900	0.03200	1.16600	227.3852
1.700	9126518.377	2884.121	0.12500	0.71800	0.03200	1.16600	227.6160

(Continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	$A_b (m^2)$	$m_p (kg)$	$\bar{M} (kg/mol)$	γ	$I_p (seg)$
1.720	9224227.311	2885.009	0.12500	0.69700	0.03200	1.16600	227.8608
1.740	9323078.841	2885.718	0.12600	0.67600	0.03200	1.16600	228.0966
1.760	9422968.219	2886.400	0.12700	0.65500	0.03200	1.16600	228.3291
1.780	9523905.382	2887.109	0.12700	0.63300	0.03200	1.16600	228.5605
1.800	9625912.596	2887.811	0.12800	0.61100	0.03200	1.16600	228.7895
1.820	9729038.598	2888.505	0.12900	0.58900	0.03200	1.16600	229.0162
1.840	9833280.475	2889.203	0.12900	0.56700	0.03200	1.16600	229.2409
1.860	9938653.403	2889.903	0.13000	0.54400	0.03200	1.16600	229.4637
1.880	10045163.818	2890.602	0.13100	0.52200	0.03200	1.16600	229.6845
1.900	10152825.776	2891.303	0.13100	0.49900	0.03200	1.16600	229.9034
1.920	10261652.421	2892.005	0.13200	0.47500	0.03200	1.16600	230.1203
1.940	10371657.867	2892.707	0.13300	0.45200	0.03200	1.16600	230.3353
1.960	10482854.749	2893.410	0.13300	0.42800	0.03200	1.16600	230.5484
1.980	10595256.639	2894.115	0.13400	0.40400	0.03200	1.16600	230.7597
2.000	10708876.115	2894.820	0.13500	0.38000	0.03200	1.16600	230.9691
2.020	10823726.675	2895.526	0.13600	0.35500	0.03200	1.16600	231.1767
2.040	10939909.722	2895.945	0.13600	0.33100	0.03200	1.16600	231.3012
2.060	10883774.920	2895.985	0.13500	0.30600	0.03200	1.16600	231.2873
2.080	10829432.660	2895.978	0.13400	0.28200	0.03200	1.16600	231.2036
2.100	10750415.915	2895.567	0.13400	0.25700	0.03200	1.16600	231.0642
2.120	10657239.214	2894.990	0.13300	0.23300	0.03200	1.16600	230.8940
2.140	10555882.315	2894.354	0.13200	0.20900	0.03200	1.16600	230.7055
2.160	10449619.000	2893.682	0.13200	0.18600	0.03200	1.16600	230.5043
2.180	10340210.034	2892.987	0.13100	0.16200	0.03200	1.16600	230.2934
2.200	10228627.012	2892.278	0.13000	0.13900	0.03200	1.16600	230.0742
2.220	10115349.320	2891.544	0.12900	0.11600	0.03200	1.16600	229.8469
2.240	10000620.350	2890.784	0.12900	0.09400	0.03200	1.16600	229.6115
2.260	9884523.992	2890.020	0.12800	0.07100	0.03200	1.16600	229.3687
2.280	9767058.052	2889.226	0.12700	0.04900	0.03200	1.16600	229.1171
2.300	9648147.928	2888.426	0.12600	0.02800	0.03200	1.16600	228.8572
2.320	9527697.496	2887.608	0.12500	0.00600	0.03200	1.16600	228.5878

n=0.55

T(seg)	P (Pa)	T (K)	$A_b (m^2)$	$m_p (kg)$	$\bar{M} (kg/mol)$	γ	$I_p (seg)$
0.000	101325.000	2613.445	0.08100	1.88000	0.03100	1.16600	0.0000
0.020	2040325.105	2800.705	0.08100	1.87600	0.03200	1.16600	156.5302
0.040	3018645.141	2821.803	0.08100	1.86900	0.03200	1.16600	185.5128
0.060	3328020.584	2824.108	0.08100	1.86200	0.03200	1.16600	191.0957
0.080	3440644.927	2824.433	0.08100	1.85400	0.03200	1.16600	192.8657
0.100	3498377.170	2824.893	0.08200	1.84600	0.03200	1.16600	193.7392
0.120	3541084.306	2825.507	0.08200	1.83800	0.03200	1.16600	194.3769

(Continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	$A_b (m^2)$	$m_p (kg)$	$\bar{M} (kg/mol)$	γ	$I_{sp} (seg)$
0.140	3579998.187	2826.114	0.08300	1.83000	0.03200	1.16600	194.9469
0.160	3618134.421	2826.741	0.08300	1.82200	0.03200	1.16600	195.4953
0.180	3656358.863	2827.357	0.08300	1.81300	0.03200	1.16600	196.0336
0.200	3694956.408	2827.989	0.08400	1.80500	0.03200	1.16600	196.5668
0.220	3733943.603	2828.591	0.08400	1.79600	0.03200	1.16600	197.0934
0.240	3773426.529	2829.236	0.08500	1.78800	0.03200	1.16600	197.6175
0.260	3813344.216	2829.864	0.08500	1.77900	0.03200	1.16600	198.1360
0.280	3853738.771	2830.481	0.08500	1.77000	0.03200	1.16600	198.6497
0.300	3894655.735	2831.138	0.08600	1.76200	0.03200	1.16600	199.1609
0.320	3936050.231	2831.755	0.08600	1.75300	0.03200	1.16600	199.6661
0.340	3977949.756	2832.421	0.08700	1.74400	0.03200	1.16600	200.1689
0.360	4020347.363	2833.063	0.08700	1.73400	0.03200	1.16600	200.6664
0.380	4063237.169	2833.691	0.08700	1.72500	0.03200	1.16600	201.1589
0.400	4106639.608	2834.349	0.08800	1.71600	0.03200	1.16600	201.6483
0.420	4150578.288	2834.996	0.08800	1.70600	0.03200	1.16600	202.1332
0.440	4195026.862	2835.640	0.08900	1.69700	0.03200	1.16600	202.6136
0.460	4239913.641	2836.186	0.08900	1.68700	0.03200	1.16600	203.0853
0.480	4285407.349	2836.865	0.08900	1.67700	0.03200	1.16600	203.5584
0.500	4331508.760	2837.563	0.09000	1.66800	0.03200	1.16600	204.0286
0.520	4378222.240	2838.226	0.09000	1.65800	0.03200	1.16600	204.4941
0.540	4425385.317	2838.878	0.09100	1.64800	0.03200	1.16600	204.9540
0.560	4473223.575	2839.539	0.09100	1.63700	0.03200	1.16600	205.4112
0.580	4521538.344	2840.185	0.09200	1.62700	0.03200	1.16600	205.8629
0.600	4570435.880	2840.565	0.09200	1.61700	0.03200	1.16600	206.3011
0.620	4620024.001	2841.493	0.09200	1.60600	0.03200	1.16600	206.7560
0.640	4670225.687	2842.162	0.09300	1.59600	0.03200	1.16600	207.1978
0.660	4721025.029	2842.817	0.09300	1.58500	0.03200	1.16600	207.6350
0.680	4772400.774	2843.462	0.09400	1.57400	0.03200	1.16600	208.0678
0.700	4824410.491	2844.150	0.09400	1.56300	0.03200	1.16600	208.4983
0.720	4877059.148	2844.812	0.09500	1.55200	0.03200	1.16600	208.9242
0.740	4930201.759	2845.478	0.09500	1.54100	0.03200	1.16600	209.3454
0.760	4984248.485	2846.149	0.09600	1.52900	0.03200	1.16600	209.7649
0.780	5038881.265	2846.805	0.09600	1.51800	0.03200	1.16600	210.1796
0.800	5094196.626	2847.488	0.09700	1.50600	0.03200	1.16600	210.5918
0.820	5150087.401	2848.154	0.09700	1.49500	0.03200	1.16600	210.9990
0.840	5206775.072	2848.820	0.09800	1.48300	0.03200	1.16600	211.4034
0.860	5264152.077	2849.501	0.09800	1.47100	0.03200	1.16600	211.8047
0.880	5322233.393	2850.180	0.09800	1.45900	0.03200	1.16600	212.2023
0.900	5380968.191	2850.757	0.09900	1.44700	0.03200	1.16600	212.5923
0.920	5440468.441	2851.532	0.09900	1.43400	0.03200	1.16600	212.9864
0.940	5500624.159	2852.219	0.10000	1.42200	0.03200	1.16600	213.3733
0.960	5561691.746	2852.899	0.10000	1.40900	0.03200	1.16600	213.7576
0.980	5623482.133	2853.586	0.10100	1.39600	0.03200	1.16600	214.1384

(Continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_b (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
1.000	5685849.224	2854.172	0.10100	1.38300	0.03200	1.16600	214.5111
1.020	5748827.075	2854.953	0.10200	1.37000	0.03200	1.16600	214.8868
1.040	5813166.303	2855.644	0.10200	1.35700	0.03200	1.16600	215.2591
1.060	5878167.677	2856.350	0.10300	1.34400	0.03200	1.16600	215.6278
1.080	5943899.894	2856.945	0.10300	1.33000	0.03200	1.16600	215.9886
1.100	6010442.469	2857.723	0.10400	1.31700	0.03200	1.16600	216.3531
1.120	6077840.010	2858.420	0.10400	1.30300	0.03200	1.16600	216.7114
1.140	6146062.163	2859.117	0.10500	1.28900	0.03200	1.16600	217.0664
1.160	6215112.235	2859.829	0.10600	1.27500	0.03200	1.16600	217.4188
1.180	6285039.730	2860.525	0.10600	1.26100	0.03200	1.16600	217.7674
1.200	6355843.955	2861.219	0.10700	1.24600	0.03200	1.16600	218.1129
1.220	6427549.812	2861.935	0.10700	1.23200	0.03200	1.16600	218.4561
1.240	6500162.010	2862.627	0.10800	1.21700	0.03200	1.16600	218.7955
1.260	6573682.466	2863.348	0.10800	1.20200	0.03200	1.16600	219.1328
1.280	6648022.834	2863.913	0.10900	1.18700	0.03200	1.16600	219.4608
1.300	6723121.298	2864.756	0.10900	1.17200	0.03200	1.16600	219.7957
1.320	6797729.035	2865.460	0.11000	1.15600	0.03200	1.16600	220.1168
1.340	6876045.177	2866.167	0.11000	1.14000	0.03200	1.16600	220.4458
1.360	6954470.292	2866.652	0.11100	1.12500	0.03200	1.16600	220.7599
1.380	7034225.744	2867.621	0.11200	1.10900	0.03200	1.16600	221.0910
1.400	7114804.002	2868.342	0.11200	1.09300	0.03200	1.16600	221.4090
1.420	7196270.012	2869.050	0.11300	1.07600	0.03200	1.16600	221.7231
1.440	7278642.964	2869.734	0.11300	1.06000	0.03200	1.16600	222.0330
1.460	7361648.734	2870.505	0.11400	1.04300	0.03200	1.16600	222.3421
1.480	7446293.702	2871.184	0.11400	1.02600	0.03200	1.16600	222.6469
1.500	7532024.081	2871.954	0.11500	1.00900	0.03200	1.16600	222.9524
1.520	7618753.702	2872.634	0.11600	0.99200	0.03200	1.16600	223.2513
1.540	7706571.838	2873.414	0.11600	0.97400	0.03200	1.16600	223.5514
1.560	7795492.638	2874.156	0.11700	0.95700	0.03200	1.16600	223.8473
1.580	7885561.598	2874.897	0.11700	0.93900	0.03200	1.16600	224.1406
1.600	7976733.806	2875.532	0.11800	0.92100	0.03200	1.16600	224.4269
1.620	8069099.525	2876.369	0.11900	0.90200	0.03200	1.16600	224.7185
1.640	8162561.427	2876.871	0.11900	0.88400	0.03200	1.16600	224.9942
1.660	8257336.276	2877.840	0.12000	0.86500	0.03200	1.16600	225.2860
1.680	8353297.004	2878.432	0.12000	0.84600	0.03200	1.16600	225.5603
1.700	8450364.717	2879.233	0.12100	0.82700	0.03200	1.16600	225.8400
1.720	8548968.643	2880.088	0.12200	0.80800	0.03200	1.16600	226.1200
1.740	8648732.691	2880.829	0.12200	0.78800	0.03200	1.16600	226.3928
1.760	8749890.044	2881.575	0.12300	0.76800	0.03200	1.16600	226.6636
1.780	8852325.922	2882.343	0.12400	0.74800	0.03200	1.16600	226.9327
1.800	8955853.381	2883.090	0.12400	0.72800	0.03200	1.16600	227.1980
1.820	9060901.105	2883.842	0.12500	0.70700	0.03200	1.16600	227.4616
1.840	9167413.266	2884.613	0.12600	0.68700	0.03200	1.16600	227.7238

(Continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_b (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
1.860	9275266.275	2885.370	0.12600	0.66600	0.03200	1.16600	227.9829
1.880	9384525.392	2886.139	0.12700	0.64400	0.03200	1.16600	228.2402
1.900	9495189.620	2886.902	0.12800	0.62300	0.03200	1.16600	228.4949
1.920	9607296.225	2887.670	0.12800	0.60100	0.03200	1.16600	228.7475
1.940	9720586.076	2888.434	0.12900	0.57900	0.03200	1.16600	228.9972
1.960	9835744.376	2889.209	0.13000	0.55700	0.03200	1.16600	229.2458
1.980	9952379.852	2889.982	0.13000	0.53400	0.03200	1.16600	229.4920
2.000	10070510.615	2890.757	0.13100	0.51100	0.03200	1.16600	229.7360
2.020	10190169.507	2891.534	0.13200	0.48800	0.03200	1.16600	229.9779
2.040	10311387.941	2892.312	0.13200	0.46500	0.03200	1.16600	230.2176
2.060	10434193.081	2893.093	0.13300	0.44100	0.03200	1.16600	230.4553
2.080	10558610.954	2893.875	0.13400	0.41700	0.03200	1.16600	230.6908
2.100	10684665.757	2894.659	0.13400	0.39300	0.03200	1.16600	230.9244
2.120	10812386.514	2895.460	0.13500	0.36900	0.03200	1.16600	231.1585
2.140	10941794.332	2896.236	0.13600	0.34400	0.03200	1.16600	231.3856
2.160	10975370.885	2896.422	0.13500	0.31900	0.03200	1.16600	231.4436
2.180	10944010.200	2896.452	0.13500	0.29400	0.03200	1.16600	231.3976
2.200	10874778.137	2896.338	0.13400	0.26900	0.03200	1.16600	231.2877
2.220	10782866.031	2895.777	0.13300	0.24500	0.03200	1.16600	231.1233
2.240	10677317.153	2895.126	0.13300	0.22100	0.03200	1.16600	230.9313
2.260	10563498.042	2894.413	0.13200	0.19700	0.03200	1.16600	230.7202
2.280	10444512.058	2893.654	0.13100	0.17400	0.03200	1.16600	230.4947
2.300	10322171.754	2892.882	0.13000	0.15000	0.03200	1.16600	230.2586
2.320	10197505.240	2892.074	0.13000	0.12700	0.03200	1.16600	230.0121
2.340	10071065.689	2891.251	0.12900	0.10400	0.03200	1.16600	229.7566
2.360	9943172.678	2890.415	0.12800	0.08200	0.03200	1.16600	229.4923
2.380	9813959.689	2889.562	0.12700	0.06000	0.03200	1.16600	229.2190
2.400	9683438.347	2888.683	0.12700	0.03800	0.03200	1.16600	228.9357
2.420	9551563.206	2887.774	0.12600	0.01600	0.03200	1.16600	228.6418

n=0.60

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_b (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
0.000	101325.000	2613.445	0.08100	1.88000	0.03100	1.16600	0.0000
0.020	1580317.633	2785.555	0.08100	1.87700	0.03100	1.16600	132.8607
0.040	2512164.746	2808.629	0.08100	1.87100	0.03200	1.16600	173.1683
0.060	2846420.108	2814.150	0.08100	1.86500	0.03200	1.16600	181.6829
0.080	2971361.769	2815.459	0.08100	1.85800	0.03200	1.16600	184.3629
0.100	3031138.838	2816.169	0.08200	1.85100	0.03200	1.16600	185.5713
0.120	3071295.881	2816.783	0.08200	1.84400	0.03200	1.16600	186.3619
0.140	3105766.691	2817.429	0.08200	1.83700	0.03200	1.16600	187.0288
0.160	3138785.505	2818.045	0.08300	1.83000	0.03200	1.16600	187.6543
0.180	3171630.890	2818.672	0.08300	1.82300	0.03200	1.16600	188.2646

(Continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	$A_b (m^2)$	$m_p (kg)$	$\bar{M} (kg/mol)$	γ	$I_p (seg)$
0.200	3204733.090	2819.288	0.08300	1.81600	0.03200	1.16600	188.8671
0.220	3238195.510	2819.914	0.08400	1.80800	0.03200	1.16600	189.4643
0.240	3272053.852	2820.535	0.08400	1.80100	0.03200	1.16600	190.0562
0.260	3306354.185	2821.147	0.08400	1.79300	0.03200	1.16600	190.6435
0.280	3341067.434	2821.788	0.08500	1.78600	0.03200	1.16600	191.2269
0.300	3376262.770	2822.408	0.08500	1.77800	0.03200	1.16600	191.8057
0.320	3411906.185	2823.049	0.08500	1.77000	0.03200	1.16600	192.3807
0.340	3448021.898	2823.683	0.08600	1.76200	0.03200	1.16600	192.9512
0.360	3484592.849	2824.315	0.08600	1.75400	0.03200	1.16600	193.5172
0.380	3521624.488	2824.935	0.08600	1.74600	0.03200	1.16600	194.0781
0.400	3559150.997	2825.590	0.08700	1.73800	0.03200	1.16600	194.6362
0.420	3597162.641	2826.202	0.08700	1.73000	0.03200	1.16600	195.1884
0.440	3635565.813	2826.843	0.08800	1.72200	0.03200	1.16600	195.7359
0.460	3674605.085	2827.461	0.08800	1.71300	0.03200	1.16600	196.2802
0.480	3714017.014	2828.111	0.08800	1.70500	0.03200	1.16600	196.8196
0.500	3754170.127	2828.799	0.08900	1.69600	0.03200	1.16600	197.3589
0.520	3794783.089	2829.457	0.08900	1.68800	0.03200	1.16600	197.8922
0.540	3835666.935	2830.099	0.08900	1.67900	0.03200	1.16600	198.4174
0.560	3877456.836	2830.683	0.09000	1.67000	0.03200	1.16600	198.9410
0.580	3919710.456	2831.404	0.09000	1.66100	0.03200	1.16600	199.4641
0.600	3962006.535	2832.043	0.09100	1.65200	0.03200	1.16600	199.9743
0.620	4005654.121	2832.711	0.09100	1.64300	0.03200	1.16600	200.4905
0.640	4049729.515	2833.401	0.09100	1.63400	0.03200	1.16600	201.0016
0.660	4094300.129	2834.052	0.09200	1.62400	0.03200	1.16600	201.5062
0.680	4139333.576	2834.718	0.09200	1.61500	0.03200	1.16600	202.0060
0.700	4185089.641	2835.381	0.09300	1.60600	0.03200	1.16600	202.5029
0.720	4231454.067	2836.056	0.09300	1.59600	0.03200	1.16600	202.9962
0.740	4278434.526	2836.740	0.09300	1.58600	0.03200	1.16600	203.4858
0.760	4326054.521	2837.413	0.09400	1.57600	0.03200	1.16600	203.9711
0.780	4374189.944	2838.083	0.09400	1.56600	0.03200	1.16600	204.4512
0.800	4423158.275	2838.761	0.09500	1.55600	0.03200	1.16600	204.9294
0.820	4472662.083	2839.314	0.09500	1.54600	0.03200	1.16600	205.3980
0.840	4522914.048	2840.086	0.09500	1.53600	0.03200	1.16600	205.8714
0.860	4573887.712	2840.761	0.09600	1.52500	0.03200	1.16600	206.3378
0.880	4625296.583	2841.486	0.09600	1.51500	0.03200	1.16600	206.8000
0.900	4677794.041	2842.178	0.09700	1.50400	0.03200	1.16600	207.2605
0.920	4730847.985	2842.876	0.09700	1.49400	0.03200	1.16600	207.7161
0.940	4784644.377	2843.567	0.09800	1.48300	0.03200	1.16600	208.1678
0.960	4839243.994	2844.261	0.09800	1.47200	0.03200	1.16600	208.6164
0.980	4894600.795	2844.962	0.09800	1.46100	0.03200	1.16600	209.0616
1.000	4950684.479	2845.656	0.09900	1.44900	0.03200	1.16600	209.5026
1.020	5007555.043	2846.377	0.09900	1.43800	0.03200	1.16600	209.9410
1.040	5065223.887	2847.071	0.10000	1.42600	0.03200	1.16600	210.3748

(Continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_s (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_{sp} (seg)
1.060	5123690.729	2847.775	0.10000	1.41500	0.03200	1.16600	210.8053
1.080	5182978.182	2848.489	0.10100	1.40300	0.03200	1.16600	211.2327
1.100	5243096.380	2849.211	0.10100	1.39100	0.03200	1.16600	211.6569
1.120	5304072.480	2849.914	0.10200	1.37900	0.03200	1.16600	212.0769
1.140	5365910.344	2850.635	0.10200	1.36700	0.03200	1.16600	212.4941
1.160	5428578.024	2851.366	0.10300	1.35400	0.03200	1.16600	212.9079
1.180	5492169.183	2852.071	0.10300	1.34200	0.03200	1.16600	213.3175
1.200	5556707.140	2852.813	0.10400	1.32900	0.03200	1.16600	213.7253
1.220	5622157.949	2853.539	0.10400	1.31700	0.03200	1.16600	214.1291
1.240	5688437.848	2854.054	0.10400	1.30400	0.03200	1.16600	214.5210
1.260	5755673.152	2854.986	0.10500	1.29100	0.03200	1.16600	214.9253
1.280	5823930.770	2855.726	0.10500	1.27700	0.03200	1.16600	215.3193
1.300	5893255.799	2856.468	0.10600	1.26400	0.03200	1.16600	215.7106
1.320	5963594.500	2857.212	0.10600	1.25000	0.03200	1.16600	216.0986
1.340	6034945.907	2857.957	0.10700	1.23700	0.03200	1.16600	216.4835
1.360	6107236.619	2858.547	0.10700	1.22300	0.03200	1.16600	216.8587
1.380	6180301.590	2859.436	0.10800	1.20900	0.03200	1.16600	217.2407
1.400	6254908.830	2860.194	0.10800	1.19500	0.03200	1.16600	217.6169
1.420	6330532.354	2860.925	0.10900	1.18000	0.03200	1.16600	217.9884
1.440	6407218.061	2861.700	0.11000	1.16600	0.03200	1.16600	218.3583
1.460	6484958.636	2862.315	0.11000	1.15100	0.03200	1.16600	218.7186
1.480	6563847.912	2863.157	0.11100	1.13600	0.03200	1.16600	219.0845
1.500	6643810.094	2863.979	0.11100	1.12100	0.03200	1.16600	219.4461
1.520	6725155.419	2864.680	0.11200	1.10600	0.03200	1.16600	219.8009
1.540	6807680.407	2865.520	0.11200	1.09000	0.03200	1.16600	220.1578
1.560	6891427.121	2866.302	0.11300	1.07500	0.03200	1.16600	220.5095
1.580	6976386.225	2867.034	0.11300	1.05900	0.03200	1.16600	220.8560
1.600	7062578.781	2867.835	0.11400	1.04300	0.03200	1.16600	221.2021
1.620	7150066.864	2868.625	0.11400	1.02700	0.03200	1.16600	221.5448
1.640	7238871.830	2869.413	0.11500	1.01000	0.03200	1.16600	221.8845
1.660	7329003.568	2870.198	0.11600	0.99300	0.03200	1.16600	222.2212
1.680	7420559.397	2870.988	0.11600	0.97700	0.03200	1.16600	222.5553
1.700	7513472.038	2871.780	0.11700	0.96000	0.03200	1.16600	222.8865
1.720	7607778.057	2872.589	0.11700	0.94200	0.03200	1.16600	223.2154
1.740	7703502.567	2873.385	0.11800	0.92500	0.03200	1.16600	223.5410
1.760	7800685.399	2874.186	0.11800	0.90700	0.03200	1.16600	223.8639
1.780	7899344.004	2874.981	0.11900	0.88900	0.03200	1.16600	224.1837
1.800	7999505.355	2875.784	0.12000	0.87100	0.03200	1.16600	224.5011
1.820	8101194.846	2876.610	0.12000	0.85300	0.03200	1.16600	224.8165
1.840	8204392.680	2877.419	0.12100	0.83400	0.03200	1.16600	225.1284
1.860	8309222.572	2878.227	0.12100	0.81500	0.03200	1.16600	225.4376
1.880	8415712.061	2879.061	0.12200	0.79600	0.03200	1.16600	225.7453
1.900	8523855.461	2879.887	0.12300	0.77700	0.03200	1.16600	226.0499

(Continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_b (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
1.920	8633424.675	2880.711	0.12300	0.75700	0.03200	1.16600	226.3511
1.940	8744909.780	2881.540	0.12400	0.73700	0.03200	1.16600	226.6504
1.960	8858229.613	2882.374	0.12500	0.71700	0.03200	1.16600	226.9475
1.980	8973274.852	2883.211	0.12500	0.69700	0.03200	1.16600	227.2420
2.000	9090084.646	2884.049	0.12600	0.67600	0.03200	1.16600	227.5338
2.020	9208704.626	2884.874	0.12700	0.65600	0.03200	1.16600	227.8225
2.040	9329183.206	2885.749	0.12700	0.63400	0.03200	1.16600	228.1105
2.060	9451561.655	2886.598	0.12800	0.61300	0.03200	1.16600	228.3950
2.080	9575877.361	2887.448	0.12800	0.59100	0.03200	1.16600	228.6770
2.100	9702159.645	2888.299	0.12900	0.56900	0.03200	1.16600	228.9565
2.120	9830452.127	2889.165	0.13000	0.54700	0.03200	1.16600	229.2341
2.140	9960772.209	2890.038	0.13100	0.52400	0.03200	1.16600	229.5095
2.160	10093168.253	2890.907	0.13100	0.50200	0.03200	1.16600	229.7823
2.180	10227671.279	2891.777	0.13200	0.47800	0.03200	1.16600	230.0526
2.200	10364320.619	2892.652	0.13300	0.45500	0.03200	1.16600	230.3208
2.220	10503156.825	2893.529	0.13300	0.43100	0.03200	1.16600	230.5865
2.240	10644220.879	2894.410	0.13400	0.40700	0.03200	1.16600	230.8501
2.260	10787570.533	2895.301	0.13500	0.38200	0.03200	1.16600	231.1116
2.280	10933212.657	2896.184	0.13500	0.35800	0.03200	1.16600	231.3705
2.300	11041691.206	2896.827	0.13600	0.33300	0.03200	1.16600	231.5589
2.320	11055779.953	2896.898	0.13500	0.30800	0.03200	1.16600	231.5827
2.340	11011128.137	2896.922	0.13400	0.28300	0.03200	1.16600	231.5172
2.360	10930096.957	2896.680	0.13400	0.25800	0.03200	1.16600	231.3856
2.380	10825917.471	2896.036	0.13300	0.23300	0.03200	1.16600	231.2004
2.400	10707147.124	2895.305	0.13200	0.20900	0.03200	1.16600	230.9857
2.420	10579142.019	2894.506	0.13200	0.18500	0.03200	1.16600	230.7493
2.440	10445197.088	2893.669	0.13100	0.16200	0.03200	1.16600	230.4965
2.460	10307354.430	2892.788	0.13000	0.13800	0.03200	1.16600	230.2297
2.480	10166834.167	2891.883	0.12900	0.11600	0.03200	1.16600	229.9510
2.500	10024396.178	2890.946	0.12900	0.09300	0.03200	1.16600	229.6609
2.520	9880469.506	2890.000	0.12800	0.07100	0.03200	1.16600	229.3604
2.540	9735287.943	2889.034	0.12700	0.04900	0.03200	1.16600	229.0491
2.560	9588927.670	2888.039	0.12600	0.02700	0.03200	1.16600	228.7261
2.580	9441392.987	2887.029	0.12500	0.00600	0.03200	1.16600	228.3914

n=0.65

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_b (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
0.000	101325.000	2613.445	0.08100	1.88000	0.03100	1.16600	0.0000
0.020	1158733.874	2766.080	0.08100	1.87700	0.03100	1.16600	90.9975
0.040	1965318.589	2792.271	0.08100	1.87300	0.03200	1.16600	152.9682

(Continua)

T(seg)	P(Pa)	T(K)	A_b (m ²)	n_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
0.060	2308836.514	2801.176	0.08100	1.86800	0.03200	1.16600	166.6950
0.080	2447869.484	2803.684	0.08100	1.86300	0.03200	1.16600	171.1529
0.100	2512435.631	2804.868	0.08100	1.85700	0.03200	1.16600	173.0600
0.120	2550870.936	2805.607	0.08200	1.85100	0.03200	1.16600	174.1517
0.140	2581183.127	2806.263	0.08200	1.84500	0.03200	1.16600	174.9928
0.160	2608641.075	2806.834	0.08200	1.83900	0.03200	1.16600	175.7376
0.180	2635278.059	2807.481	0.08300	1.83300	0.03200	1.16600	176.4487
0.200	2661834.085	2808.073	0.08300	1.82700	0.03200	1.16600	177.1424
0.220	2688713.787	2808.647	0.08300	1.82100	0.03200	1.16600	177.8303
0.240	2715876.189	2809.261	0.08300	1.81500	0.03200	1.16600	178.5132
0.260	2743180.272	2809.858	0.08400	1.80800	0.03200	1.16600	179.1859
0.280	2771144.962	2810.423	0.08400	1.80200	0.03200	1.16600	179.8601
0.300	2799468.741	2811.079	0.08400	1.79600	0.03200	1.16600	180.5325
0.320	2828110.454	2811.690	0.08500	1.78900	0.03200	1.16600	181.1977
0.340	2857149.887	2812.306	0.08500	1.78300	0.03200	1.16600	181.8588
0.360	2886554.371	2812.917	0.08500	1.77600	0.03200	1.16600	182.5149
0.380	2916335.033	2813.523	0.08500	1.77000	0.03200	1.16600	183.1660
0.400	2946536.629	2814.139	0.08600	1.76300	0.03200	1.16600	183.8135
0.420	2977142.328	2814.762	0.08600	1.75600	0.03200	1.16600	184.4567
0.440	3008113.212	2815.380	0.08600	1.74900	0.03200	1.16600	185.0944
0.460	3039621.261	2815.998	0.08700	1.74200	0.03200	1.16600	185.7301
0.480	3071525.399	2816.638	0.08700	1.73500	0.03200	1.16600	186.3615
0.500	3103886.616	2817.267	0.08700	1.72800	0.03200	1.16600	186.9886
0.520	3136687.577	2817.887	0.08800	1.72100	0.03200	1.16600	187.6110
0.540	3169942.782	2818.535	0.08800	1.71400	0.03200	1.16600	188.2301
0.560	3203650.966	2819.167	0.08800	1.70600	0.03200	1.16600	188.8442
0.580	3237817.840	2819.808	0.08900	1.69900	0.03200	1.16600	189.4543
0.600	3272479.455	2820.442	0.08900	1.69200	0.03200	1.16600	190.0602
0.620	3307648.994	2821.062	0.08900	1.68400	0.03200	1.16600	190.6618
0.640	3343220.891	2821.558	0.09000	1.67600	0.03200	1.16600	191.2536
0.660	3379077.875	2822.374	0.09000	1.66900	0.03200	1.16600	191.8486
0.680	3415958.551	2823.030	0.09000	1.66100	0.03200	1.16600	192.4422
0.700	3453220.169	2823.596	0.09100	1.65300	0.03200	1.16600	193.0263
0.720	3491011.270	2824.330	0.09100	1.64500	0.03200	1.16600	193.6120
0.740	3529329.721	2824.996	0.09100	1.63700	0.03200	1.16600	194.1911
0.760	3568197.308	2825.659	0.09200	1.62900	0.03200	1.16600	194.7660
0.780	3607596.935	2826.319	0.09200	1.62100	0.03200	1.16600	195.3363
0.800	3647535.916	2826.984	0.09200	1.61200	0.03200	1.16600	195.9023
0.820	3688076.665	2827.654	0.09300	1.60400	0.03200	1.16600	196.4648
0.840	3729103.322	2828.322	0.09300	1.59500	0.03200	1.16600	197.0218
0.860	3770948.124	2828.957	0.09300	1.58700	0.03200	1.16600	197.5766
0.880	3813285.394	2829.506	0.09400	1.57800	0.03200	1.16600	198.1227
0.900	3856263.390	2830.357	0.09400	1.56900	0.03200	1.16600	198.6758

(Continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_s (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
0.920	3899942.374	2830.896	0.09400	1.56100	0.03200	1.16600	199.2147
0.940	3943916.204	2831.722	0.09500	1.55200	0.03200	1.16600	199.7557
0.960	3989052.322	2832.381	0.09500	1.54200	0.03200	1.16600	200.2927
0.980	4034805.077	2833.115	0.09600	1.53300	0.03200	1.16600	200.8279
1.000	4081041.933	2833.694	0.09600	1.52400	0.03200	1.16600	201.3514
1.020	4128043.464	2834.242	0.09600	1.51500	0.03200	1.16600	201.8707
1.040	4175805.922	2835.204	0.09700	1.50500	0.03200	1.16600	202.4014
1.060	4224328.704	2835.899	0.09700	1.49500	0.03200	1.16600	202.9191
1.080	4273567.943	2836.613	0.09700	1.48600	0.03200	1.16600	203.4337
1.100	4323546.557	2837.248	0.09800	1.47600	0.03200	1.16600	203.9411
1.120	4374277.159	2838.030	0.09800	1.46600	0.03200	1.16600	204.4501
1.140	4425800.001	2838.748	0.09900	1.45600	0.03200	1.16600	204.9531
1.160	4478104.199	2839.474	0.09900	1.44600	0.03200	1.16600	205.4525
1.180	4531218.247	2840.189	0.09900	1.43500	0.03200	1.16600	205.9478
1.200	4585145.972	2840.923	0.10000	1.42500	0.03200	1.16600	206.4400
1.220	4639890.000	2841.560	0.10000	1.41400	0.03200	1.16600	206.9247
1.240	4695507.842	2842.367	0.10100	1.40400	0.03200	1.16600	207.4121
1.260	4752054.641	2843.103	0.10100	1.39300	0.03200	1.16600	207.8936
1.280	4809495.697	2843.855	0.10200	1.38200	0.03200	1.16600	208.3722
1.300	4867839.019	2844.597	0.10200	1.37100	0.03200	1.16600	208.8466
1.320	4926996.060	2845.324	0.10200	1.36000	0.03200	1.16600	209.3160
1.340	4987232.744	2846.086	0.10300	1.34800	0.03200	1.16600	209.7841
1.360	5048399.805	2846.822	0.10300	1.33700	0.03200	1.16600	210.2475
1.380	5110565.359	2847.597	0.10400	1.32500	0.03200	1.16600	210.7087
1.400	5173725.217	2848.305	0.10400	1.31300	0.03200	1.16600	211.1639
1.420	5237909.081	2849.113	0.10500	1.30200	0.03200	1.16600	211.6193
1.440	5303140.794	2849.879	0.10500	1.28900	0.03200	1.16600	212.0696
1.460	5369431.755	2850.646	0.10500	1.27700	0.03200	1.16600	212.5164
1.480	5436702.309	2851.331	0.10600	1.26500	0.03200	1.16600	212.9560
1.500	5505086.547	2852.203	0.10600	1.25200	0.03200	1.16600	213.3992
1.520	5574740.796	2852.975	0.10700	1.24000	0.03200	1.16600	213.8360
1.540	5645534.704	2853.744	0.10700	1.22700	0.03200	1.16600	214.2692
1.560	5717447.560	2854.526	0.10800	1.21400	0.03200	1.16600	214.6992
1.580	5790621.312	2855.331	0.10800	1.20100	0.03200	1.16600	215.1268
1.600	5863512.662	2856.139	0.10900	1.18700	0.03200	1.16600	215.5433
1.620	5939743.024	2856.921	0.10900	1.17400	0.03200	1.16600	215.9665
1.640	6016996.556	2857.735	0.11000	1.16000	0.03200	1.16600	216.3861
1.660	6095049.440	2858.367	0.11000	1.14600	0.03200	1.16600	216.7930
1.680	6174552.431	2859.357	0.11100	1.13200	0.03200	1.16600	217.2106
1.700	6255702.374	2860.178	0.11100	1.11800	0.03200	1.16600	217.6199
1.720	6338134.401	2860.970	0.11200	1.10400	0.03200	1.16600	218.0242
1.740	6421901.373	2861.822	0.11200	1.08900	0.03200	1.16600	218.4272
1.760	6506970.641	2862.656	0.11300	1.07400	0.03200	1.16600	218.8255

(Continua)

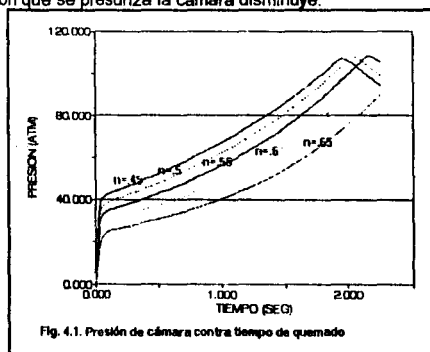
T(seg)	P (Pa)	T (K)	A_s (m ²)	m_p (kg)	\bar{M} (kg/mol)	γ	I_p (seg)
1.780	6593644.861	2863.472	0.11300	1.05900	0.03200	1.16600	219.2205
1.800	6681793.075	2864.332	0.11400	1.04400	0.03200	1.16600	219.6138
1.820	6771361.966	2865.166	0.11400	1.02900	0.03200	1.16600	220.0023
1.840	6862598.519	2866.019	0.11500	1.01300	0.03200	1.16600	220.3888
1.860	6955114.562	2866.857	0.11500	0.99800	0.03200	1.16600	220.7702
1.880	7049663.365	2867.723	0.11600	0.98100	0.03200	1.16600	221.1510
1.900	7145856.904	2868.546	0.11600	0.96500	0.03200	1.16600	221.5269
1.920	7243732.235	2869.447	0.11700	0.94900	0.03200	1.16600	221.9026
1.940	7343325.693	2870.313	0.11800	0.93200	0.03200	1.16600	222.2736
1.960	7444723.278	2871.192	0.11800	0.91500	0.03200	1.16600	222.6421
1.980	7547898.125	2872.063	0.11900	0.89800	0.03200	1.16600	223.0069
2.000	7652724.966	2872.802	0.11900	0.88100	0.03200	1.16600	223.3630
2.020	7759590.652	2873.833	0.12000	0.86300	0.03200	1.16600	223.7277
2.040	7868574.179	2874.721	0.12000	0.84500	0.03200	1.16600	224.0843
2.060	7979486.952	2875.583	0.12100	0.82700	0.03200	1.16600	224.4367
2.080	8092385.976	2876.523	0.12200	0.80900	0.03200	1.16600	224.7889
2.100	8207412.736	2877.429	0.12200	0.79000	0.03200	1.16600	225.1369
2.120	8324534.885	2878.342	0.12300	0.77100	0.03200	1.16600	225.4821
2.140	8443840.900	2879.260	0.12300	0.75200	0.03200	1.16600	225.8245
2.160	8565333.793	2880.149	0.12400	0.73300	0.03200	1.16600	226.1628
2.180	8689099.805	2881.109	0.12500	0.71300	0.03200	1.16600	226.5008
2.200	8815175.811	2882.053	0.12500	0.69300	0.03200	1.16600	226.8353
2.220	8943615.813	2882.978	0.12600	0.67300	0.03200	1.16600	227.1660
2.240	9074461.086	2883.922	0.12700	0.65200	0.03200	1.16600	227.4946
2.260	9207382.814	2884.883	0.12700	0.63100	0.03200	1.16600	227.8200
2.280	9343244.888	2885.835	0.12800	0.61000	0.03200	1.16600	228.1431
2.300	9481893.888	2886.769	0.12900	0.58900	0.03200	1.16600	228.4630
2.320	9623173.867	2887.762	0.12900	0.56700	0.03200	1.16600	228.7822
2.340	9767153.274	2888.739	0.13000	0.54500	0.03200	1.16600	229.0980
2.360	9913884.562	2889.717	0.13100	0.52200	0.03200	1.16600	229.4109
2.380	10063437.573	2890.700	0.13100	0.49900	0.03200	1.16600	229.7211
2.400	10215887.211	2891.688	0.13200	0.47600	0.03200	1.16600	230.0287
2.420	10371307.054	2892.682	0.13300	0.45300	0.03200	1.16600	230.3337
2.440	10529776.407	2893.696	0.13300	0.42900	0.03200	1.16600	230.6368
2.460	10691371.624	2894.704	0.13400	0.40400	0.03200	1.16600	230.9368
2.480	10856159.513	2895.717	0.13500	0.38000	0.03200	1.16600	231.2343
2.500	11024217.447	2896.735	0.13600	0.35500	0.03200	1.16600	231.5293
2.520	11141485.194	2897.433	0.13600	0.33000	0.03200	1.16600	231.7301
2.540	11162935.090	2897.550	0.13500	0.30400	0.03200	1.16600	231.7660
2.560	11120910.656	2897.574	0.13400	0.27900	0.03200	1.16600	231.7057
2.580	11037176.763	2897.326	0.13400	0.25400	0.03200	1.16600	231.5722
2.600	10925459.257	2896.655	0.13300	0.22900	0.03200	1.16600	231.3776
2.620	10795245.595	2895.854	0.13200	0.20500	0.03200	1.16600	231.1456

(Continua)

T(seg)	P (Pa)	T (K)	$A_b (m^2)$	$m_p(\text{kg})$	$\bar{M}(\text{kg/mol})$	γ	$I_p(\text{seg})$
2.640	10652827.371	2894.975	0.13100	0.18100	0.03200	1.16600	230.8863
2.660	10502337.223	2894.029	0.13100	0.15700	0.03200	1.16600	230.6051
2.680	10346487.905	2893.046	0.13000	0.13400	0.03200	1.16600	230.3063
2.700	10187067.264	2892.017	0.12900	0.11100	0.03200	1.16600	229.9917
2.720	10025206.821	2890.963	0.12800	0.08800	0.03200	1.16600	229.6630
2.740	9861658.554	2889.888	0.12800	0.06600	0.03200	1.16600	229.3210
2.760	9696868.712	2888.774	0.12700	0.04400	0.03200	1.16600	228.9652
2.780	9531072.170	2887.640	0.12600	0.02300	0.03200	1.16600	228.5958
2.800	9364424.014	2886.493	0.12500	0.00200	0.03200	1.16600	228.2129

4. DISCUSION DE RESULTADOS

Como se observa en la figura 4.1, la presión de la cámara de combustión, para todos los ejemplos, se incrementó rápidamente en los primeros instantes de quemado, para luego aumentar o disminuir, según el caso, como el aumento o la disminución del área de quemado. Esta rápida respuesta de la presión se debe a que la cámara de combustión es pequeña con respecto al flujo másico producido por la combustión del propelente. También se observó que a n 's (recuérdese como el exponente de la presión en la Ley de Vieille) más grandes la velocidad de respuesta baja, es decir la velocidad con que se presuriza la cámara disminuye.



Esto se explica por medio de la siguiente expresión extraída de la ecuación 2.26

$$\frac{dP}{dt} \propto k_1 P^n - k_2 P$$

como k_1 es mayor que k_2 , entre más aumenta n (como se mencionó anteriormente, n siempre es menor a 1, para combustibles estables), la diferencia entre $k_1 P^n - k_2 P$ se hace menor, por lo que la tasa de presurización disminuye.

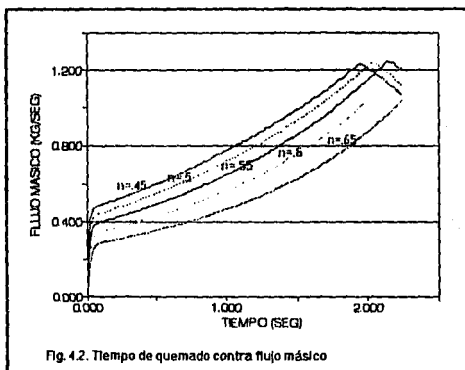


Fig. 4.2. Tiempo de quemado contra flujo másico

En la figura 4.2, se observa que el flujo másico aumenta en proporción a la presión de la cámara y al área de quemado, figura 4.4. Esto se debe, como se mencionó anteriormente, a que el flujo de calor de la flama hacia la

superficie sólida del propelente aumenta y el material sólido gasifica más rápidamente para producir productos intermedios que reaccionan exotérmicamente produciendo calor para completar el ciclo de alimentación de calor hacia atrás.

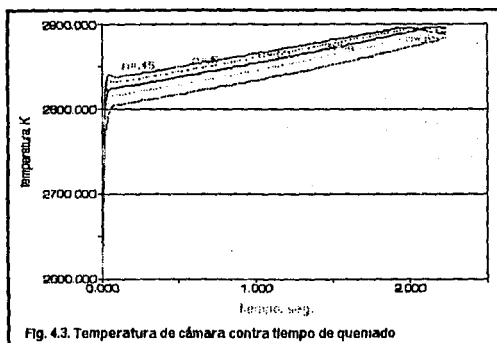
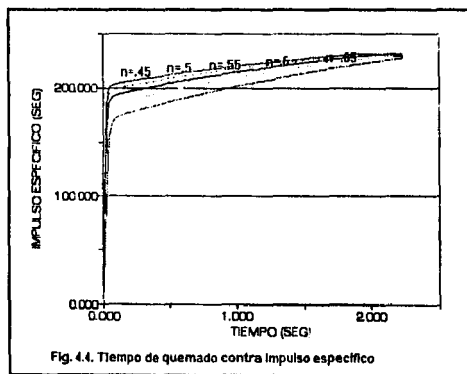


Fig. 4.3. Temperatura de cámara contra tiempo de quemado

Como se muestra en figura 4.3, la temperatura de la cámara aumenta de manera asintótica con el aumento de la presión. Esto significa que el avance de las reacciones más exotérmicas aumenta al aumentar la presión, comportándose en su conjunto de acuerdo a el equilibrio químico previamente especificado en el modelo y que establece que el estado de equilibrio de un sistema a T y P constantes corresponde a un estado en donde la energía total de Gibbs es mínima respecto a cualquier otro cambio posible. Si la cinética de las reacciones se considera muy alta, cosa muy cercana a la realidad, se puede aproximar el proceso de combustión del propelente sólido en la cámara

de combustión por un proceso cuasi estacionario, aun cuando las tazas de presurización sean altas.

En la figura 4.4 se muestra la gráfica del impulso específico contra el tiempo. Como el impulso específico depende principalmente de la temperatura de la flama, del peso molecular promedio y de la relación de calores específicos, tomando en cuenta que estos dos últimos parámetros fueron practicamente constantes, el impulso específico también aumentó asintóticamente en todos los casos, alcanzandose su valor máximo cuando la temperatura es máxima.



6. CONCLUSIONES

De acuerdo a la referencias (16), los modelos como el usado aquí para el análisis de la fase gaseosa, producida por la combustión del propelente sólido, arrojan un error de menos del cinco por ciento en la estimación de la eficiencia de un motor de propelente sólido.

Las eficiencias entre lo obtenido en este trabajo y las reportadas en la referencia (7), que reporta un impulso específico de aproximadamente 230 segundos, se pueden deber a que, aquí, se consideró que no había disociaciones y recombinaciones en las reacciones químicas y además que los datos referentes a las propiedades termodinámicas de los compuestos involucrados en las reacciones en la fase gaseosa se tomaron de diferentes fuentes por lo pudieron variar un poco.

La simplificación de que la velocidad de combustión se rige por la ley de Vieille puede llevar a resultados incorrectos, pues hay fenómenos transitorios asociados al quemado del propelente.

Estos fenómenos aparecen cuando hay cambios rápidos en la presión de la cámara de combustión y son causados principalmente por

a) Un efecto de precalentamiento introducido en la fase sólida debido a un intervalo de

tiempo finito requerido para que los perfiles de temperatura en la fase sólida se ajusten a la nueva condición de presión.

b) **Un efecto neto en la estructura de la flama al que sigue un cambio en la tasa de alimentación del calor de la flama hacia el sólido (heat feedback).**

Además de efectos principales, mencionados arriba, hay muchos otros que pueden contribuir a los procesos de quemado transitorio, tales como cambios en la luminosidad de la flama, cinética química, estructura de la superficie y estructura de la flama de difusión.

Hay muchos modelos que intentan describir estos procesos, aunque a la fecha no hay uno que prediga todos estos efectos en un intervalo grande de presión o tasas de presurización altas. Algunos de los modelos más usados son los modelos basados en las variaciones de la presión con respecto al tiempo, los que se basan en la descripción de la flama y el modelo de Zel'dovich.

Actualmente, en el PUIDE se llevan a cabo experimentos para determinar modelos que permitan predecir este comportamiento transitorio de los combustibles sólidos. En el apéndice C se muestra una cámara para medir velocidades de combustión a presión constante, así como los procedimientos a seguir en la obtención de modelos para la fase sólida.

APENDICE A

Determinación experimental del calor de formación del compuesto formado por Polibutadieno con terminación Hidroxilo (HTPB 90% p/p) y 1,6-hexametileno-diisocianato (HDI 10% p/p)

La determinación se hizo a través del uso de una bomba calorimétrica (fig. A1), siguiendo el procedimiento experimental siguiente

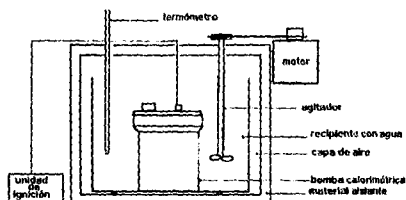


Fig. A1. Esquema del arreglo de una bomba calorimétrica

1. Se pesó un trozo del compuesto. La lectura en la balanza analítica fue de 0.82151g.

2. Se corto un trozo de 10 cms. de alambre de ignición de Niquel-Cromo No. 34, libera 9.6 J/cm, de acuerdo a las especificaciones del proveedor. Este trozo de alambre se instalo en la bomba calorimétrica de la manera en que lo muestra la figura A2

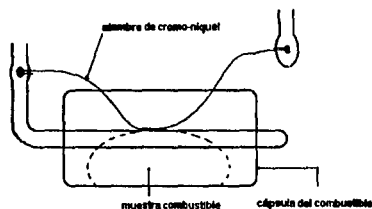


Fig. A2. Arreglo del alambre de ignición con respecto a la cápsula de combustible

3. Se adicionó un mililitro de agua destilada a la bomba, con el fin de promover la condensación del vapor de agua formado en la condensación y proveer un medio para la solubilización del HNO , liberado por la presencia de nitrógeno.
4. Se presurizó la bomba calorimétrica con oxígeno, hasta 18.8 atmósferas.
5. Se adicionó 2 lts. de agua destilada a $17^{\circ}C$ en el contenedor de la bomba.
6. Se conectó la unidad de ignición a la bomba calorimétrica.

7. Se cerró el calorímetro y se procedió a encender el motor del agitador.

8. Después de que la temperatura se estabilizó, se activó la unidad de ignición y se registro la temperatura cada 30 seg., en los primeros 5 min. y cada minuto durante el intervalo de tiempo siguiente, hasta que la temperatura dejo de cambiar apreciablemente.

Los resultados obtenidos se muestran en la figura A3

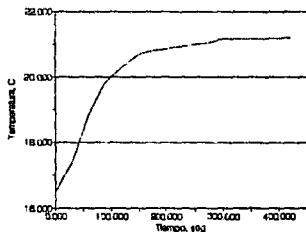


Fig. A3. Temperaturas registradas en la bomba calorimétrica

Con estos datos, se llevaron al cabo los siguientes cálculos para determinar el calor estandar de formación

De un balance de calor del sistema se obtiene que

Calor absorbido por la bomba y sus accesorios=Calor liberado en la combustión de la muestra

ESTA TESIS NO DEBE
SALIR DE LA BIBLIOTECA

que puede expresarse como

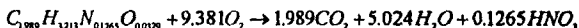
$$C\Delta T = m\Delta H_{\text{comb}} + \Delta H_{\text{wire}}$$

donde C es la capacidad calorífica total de la bomba, J/K, ΔT es el incremento en la temperatura debido a la combustión, m es la masa de muestra problema, ΔH_{comb} es el calor liberado por la combustión de la muestra problema y ΔH_{wire} es el calor liberado por la combustión del alambre de ignición.

Con los datos obtenidos experimentalmente se tiene que

$$\Delta H_{\text{comb}} = \frac{C\Delta T - \Delta H_{\text{wire}}}{m} = \frac{7268.46(21.20 - 16.49) - 3.5(9.6)}{0.82151} = 41631.7 \text{ J / gr}$$

La combustión a tomar lugar se considero como una combustión completa, debido al exceso de oxígeno, este proceso se puede expresar estequiométricamente como sigue



Aplicando la ley de Hess a esta ecuación, se tiene que

$$\Delta H_f(C_{1.989}H_{3.213}N_{0.1265}O_{0.0129}) = 1.989\Delta H_f(CO_2) + 5.024\Delta H_f(H_2O) + 0.1265\Delta H_f(HNO_3) - \Delta H_{\text{comb}}$$

entonces el calor de combustión se obtiene como

$$\Delta H_f(C_{1.989}H_{3.213}N_{0.1265}O_{0.0129}) = 1.989(-393522)/28 + 5.024(-241826)/18 + 0.1265(-92312)/63 - 41631.7 = -137266.79 \text{ J / gr}$$

APENDICE B

Programa en FORTRAN del algoritmo del capítulo 3

```
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C
C      PROGRAM MOTOR
C
C
C      PROPOSITO: CALCULAR LA RESPUESTA DINAMICA DE LA PRE-
C      SION, TEMPERATURA, EMPUJE, IMPULSO ESPECIFICO,
C      VELOCIDAD CARACTERISTICA, PESO MOLECULAR,
C      RELACION DE CALORES ESPECIFICOS Y VELOCIDAD
C      DE SALIDA DE LA TOBERA, PARA UNA CONFIGURACION
C      DE MOTOR Y UNA COMPOSICION DE OXIDANTE AP/ORGANICO
C      DADAS.
C
C      LUGAR: PROGRAMA UNIVERSITARIO DE INVESTIGACION Y DESARROLLO
C      ESPACIAL, (PUIDE), MEXICO, D.F.
C
C      REALIZO: ROBERTO TAPIA PATIÑO
C
C      FECHA AL TERMINO: 16/05/94
C
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C*****DECLARACION DE BLOQUES COMUNES*****
COMMON/GIBBSY/JJ, II, DCP, NP
COMMON/CONST/R, T0
COMMON/AMB/T
COMMON/REAC/DHFR
COMMON/PROD/DHF, CP, PM, A, MOLES
COMMON/NIM/N, W, NT, SUMA, DHFR, NPP
COMMON/FROPCRI/TC, PC, VC, ZC
COMMON/PROPE/NN, AA, DENP
COMMON/DIMENSIONES/L, LO, RO, RR, AT, AE
C*****DECLARACION DE TIPOS DE VARIABLES*****
```

```

INTEGER W,NRF(100)
DOUBLE PRECISION NN,AA,DENP,L,L0,RO,RR,AT,AE,DEN
DOUBLE PRECISION MOLES(20),NT,JJ(100),II(100),MP
DOUBLE PRECISION DHF(100),DGF(100),CP(100,4),PM(100)
DOUBLE PRECISION X(100),DHFR(20),MOLR(20),VO,AB
DOUBLE PRECISION A(100,20),R,T,P,SUMA,DHFR,TO,PMP,MG
DOUBLE PRECISION DCP(100,4),C(100,10),CPF(100,10,4)
DOUBLE PRECISION TC(20),VC(20),ZC(20),PC(20),GAMMA
DOUBLE PRECISION K1,K2,K3,K4,AR,BR,FUN,TIEMPO,H,MG1

```

```

C
C*****DEFINICION DE FUNCIONES*****
C

```

```

MG(AB,DENP,AA,P,NN)=AB*DENP*AA*P**NN

```

```

C
C*****DECLARACION DE CONSTANTES*****
C

```

```

R=8.314
T0=298.15
L=42./100.
RR=3.4925/100.
R0=1.190625/100.
L0=1.74625/100.
DENP=1726.
NN=.6
AA=0.0071191/(100.0*101325.0**NN)
AT=0.0004153

```

```

C
C*****LECTURA DE DATOS*****
C

```

```

C LECTURA DE DATOS DE LOS REACTIVOS, ENTALPIAS DE FORMACION,
C MOLES DE COMPUESTO

```

```

OPEN(2, FILE='REAC.DAT', STATUS='OLD')
READ(2,*)NR
DO I=1,NR
  READ(2,*)DHFR(I),MOLR(I)
END DO

```

```

C LECTURA DE DATOS DE LOS PRODUCTOS
OPEN(3, FILE='PROD.DAT', STATUS='OLD')
READ(3,*)NP
DO I=1,NP
  READ(3,*)DHF(I),DGF(I)
  DO J=1,4
    READ(3,*)CP(I,J)
  END DO

```

```

      READ(3,*)PM(I)
      READ(3,*)TC(I),PC(I),VC(I),ZC(I)
    END DO
  C LECTURA DE VALORES ESTEQUIOMETRICOS ASOCIADOS A LOS
  C PRODUCTOS
  C W ES EL NUMERO TOTAL DE ELEMENTOS QUIMICOS PARTICIPANTES
  C LA MATRIZ A CONTIENE UNA TABLA COMPUESTOS-ELEMENTOS
  OPEN(4, FILE='ESTEQU.DAT', STATUS='OLD')
  READ(4,*)W
  DO I=1,W
    READ(4,*)MOLES(I)
  END DO
  DO I=1,NP
    DO J=1,W
      READ(4,*)A(I,J)
    END DO
  END DO
  C LECTURA DE VALORES ESTEQUIOMETRICOS Y CP'S REFERENTES A LAS
  C REACCIONES DE FORMACION DE LOS PRODUCTOS
  OPEN(5, FILE='FORM.DAT', STATUS='OLD') DO 1 I=1,NP
  READ(5,*)NRF(I)
  DO 1 J=1,NRF(I)
  READ(5,*)C(I,J)
  DO 1 K=1,4
    READ(5,*)CPF(I,J,K)
1    CONTINUE

  C
  C*****OBTENCION DE PARAMETROS PARA ENTALPIAS*****
  C OBTENCION DE LAS DELTAS CP PARA LA CORRECCION DE LAS ENERGIAS
  C LIBRES DE GIBBS DE FORMACION
  C
  DO I=1,NP
    DO J=1,4
      DO K=1,NRF(I)
        DCP(I,J)=DCP(I,J)-C(I,K)*CPF(I,K,J)
      END DO
      DCP(I,J)=DCP(I,J)+CP(I,J)
    END DO
    IF (NRF(I).EQ.0) GO TO 2 JJ(I)=R*(DHF(I)/R-DCP(I,1)*
      DCP(I,2)/2*T0**2-DCP(I,3)/3
      +*T0**3+DCP(I,4)/T0) II(I)=(DGF(I)-JJ(I))/(-R*T
      DCP(I,1)*DLOG(T0)-DCP(I,2)/2*
      +T0-DCP(I,3)/6*T0**2-DCP(I,4)/(2*T0**2)
2    CONTINUE

```

```

END DO
C
C*****CALCULO DE LA ENTALPIA DE LOS REACTIVOS*****
C CALCULO DE LA SUMATORIA DE LAS ENTALPIAS DE FORMACION DE LOS
C REACTIVOS
C
      SUMA_DHFR=0.
      DO I=1,NR
        SUMA_DHFR=SUMA_DHFR+DHFR(I)*MOLR(I)
      END DO
C
C*****CALCULO DEL NUMERO DE ECUACIONES NO LINEALES*****
C*****TOMANDO LA PRESION A UNA ATMOSFERA*****
C
      N=NP+W+1
      NPP=NP
C
C***CALCULO DE VALORES INICIALES PARA LOS
CMOLE DE COMPUESTO*** C
      DO I=1,NP
        X(I)=1.
      END DO
C
C***INICIALIZACION DE LAS LAMDAS. DESDE
CX(NP+1) HASTA X(NP+W)*** C
      DO I=NP+1,NP+W
        X(I)=1.
      END DO
C**INICIALIZACION DE LA TEMPERATURA PARA SU
CALCULO ITERATIVO** T=3000.
      X(NP+W+1)=T
C*****INICIALIZACION DE LA PRESION*****
      P=101325.
C
C**CALCULO DE LAS CONDICIONES INICIALES PARA EL PRIMER PUNTO**
C*****DE EL METODO DE RUNGE KUTTA*****
      MP=(RR**2.*3.1416-3.4641*R0**2.-6.9289*L0*R0)*L*DENP
C TEMPORAL
      OPEN(11, FILE='BACOP')
      DO I=1,N
        READ(11, *)X(I)
      END DO
      CALL EQUILIBRIO(X, PMP, GAMMA, P)
      CALL VYAB(MP, V0, AB)
C TEMPORAL

```

```

OPEN(12, FILE='BACOP2')
DO I=1, N
  WRITE(12, *)X(I)
END DO

C
C****RUNGE KUTTA DE CUARTO ORDEN PARA RESOLVER LA ECUACION****
C*****DIFERENCIAL DE PRESION*****
C
C DECLARACION DE ARCHIVOS DE SALIDA
  OPEN(17, FILE='RESULTS.1')
  OPEN(18, FILE='XRESULTS.1')
C AR Y BR SON LOS VALORES INICIALES Y FINALES PARA TIEMPO,
C RESPECTIVAMENTE
  AR=0.
  BR=20.
C NI ES NUMERO DE INTERVALOS
  NI=200
C H ES EL TAMAÑO DE PASO
  H=(BR-AR)/NI
C EN LAS SIGUIENTES DOS LINEAS SE ESTABLECE LA CONDICION INICIAL
  TIEMPO=AR
C
C      PRIMER      PUNTO      A      ARCHIVOS      DE      SALIDA
WRITE(17,27) TIEMPO, P, T, AB, MP, PMP, GAMMA
PRINT, 'TIEMPO, P, MP', TIEMPO, P, MP
WRITE(18,8) TIEMPO
WRITE(18,8) P
WRITE(18,8) T
DO I=1, NP
  WRITE(18,8)X(I)/NT
END DO
C COMIENZA EL R-K
DO I=1, NI
  MG1=MG(AB, DENP, AA, P, NN)
  CALL FF(P, FUN, PMP, X, V0, AB, MP)
  K1=H*FUN
  CALL FF(P+K1/2., FUN, PMP, X, V0, AB, MP)
  K2=H*FUN
  CALL FF(P+K2/2., FUN, PMP, X, V0, AB, MP)
  K3=H*FUN
  CALL FF(P+K3, FUN, PMP, X, V0, AB, MP)
  K4=H*FUN
  P=P+(K1+2.*K2+K3*2.+K4)/6.
  TIEMPO=AR+I*H
  MP=MP-(MG1+MG(AB, DENP, AA, P, NN))*H/2.
  IF (MP.LE.0.OR.V0.LE.0) THEN

```

```

        PRINT, 'EL COMBUSTIBLE SE AGOTO'
        GO TO 666
    END IF IF(I/10-I/10.0.EQ.0.0) THEN
        WRITE(18,8) TIEMPO
        WRITE(18,8) P
        WRITE(18,8) T
        DO K=1, NP
            WRITE(18,8) X(I)
        END DO
    END IF
C TEMPORAL
    PRINT, 'DATO', I
    WRITE(17,27) TIEMPO, P, T, AB, MP, PMP, GAMMA
C TEMPORAL
    WRITE(*,*) 'TIEMPO, P, MP', TIEMPO, P, MP
C
    END DO
8    FORMAT(10F10.4)
27   FORMAT(7F11.3)
666  END
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C
    SUBROUTINE FF(P, FUN, PMP, X, V0, AB, MP)
C
C PROPOSITO: DEFINIR LA ECUACION DIFERENCIAL DE LA DENSIDAD
C CON RESPECTO AL TIEMPO.
C
C
C LLAMADO POR: MOTOR RTP
C LLAMA A: EQUILIBRIO, VYAB
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
    COMMON /AMB/T
    COMMON /CONST/R, T0
    COMMON /PROPE/NN, AA, DENP
    COMMON /DIMENSIONES/L, L0, R0, RR, AT, AE
    DOUBLE PRECISION T, P, R, NN, AA, DENP, PMP, GAMMA, X(100)   DOUBLE
    PRECISION FUN, MP, AB, V0, T0, L, L0, R0, RR, AT, AE
    DOUBLE PRECISION DIVISOR, NUMERADOR
    CALL EQUILIBRIO(X, PMP, GAMMA, P)
    CALL VYAB(MP, V0, AB) NUMERADOR=AB*AA*P**NN*(DENP-P*PMP/(R*T)
    DIVISOR=AT*P*(GAMMA/(R*T)*(2/(GAMMA+1))**((GAMMA+1)/(GAMMA-
+1)))
    FUN=R*T/V0*(NUMERADOR-DIVISOR)
C DEN=P*PMP/(R*T)
C FUN=R*T*(AB*AA*P**NN*(DENP-DEN)-P*AT*(PMP*GAMMA/(R*T))**.5

```

```

C      +(2./ (GAMMA+1.)) ** (0.5 * (GAMMA+1.) / (GAMMA-1.)) / (VO * PMP)
      RETURN
      END
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C
      SUBROUTINE VYAB(MP,VO,AB)
C
C      PROPOSITO: CALCULO DEL AREA DE QUEMADO Y VOLUMEN VACIO EN
C      EL MOTOR DE COMBUSTIBLE SOLIDO.
C
C      LLAMADO POR: FF
C      LLAMA A: NINGUNO
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
      COMMON /PROG/NN,AA,DENP
      COMMON /DIMENSIONES/L,L0,R0,RR,AT,AE
      DOUBLE PRECISION MP,ALFA,L0,L,R0,RR,MPT,DENP,A,B,C
      DOUBLE PRECISION AB,VP,VO,NN,AA,AT,AE
C      ALFA ES LA REGRESION QUE HA SUFRIDO EL COMBUSTIBLE ALFA=(RR-R0
      L0)/2.          MPT=(RR**2.*3.1416-3.4641*(R0+ALFA)**2.
      6.9289*(L0+ALFA)*
      +(R0+ALFA))*L*DENP
      IF (MP.LT.MPT) THEN
      A=-1.
      B=2.*(RR-R0)
      C=2.*RR*R0-R0**2.+(MP/(L*DENP)-3.1416*RR**2.)/3.4641
      ALFA=(-B+(B**2.-4.*A*C)**.5)/(2.*A)          AB=(RR-R0-
      ALFA+(R0+ALFA)*DTAN(3.1416/6.))*12.*L      VP=(3.1416*RR**2.-
      6.*(R0+ALFA)**2.*DTAN(3.1416/6.))-12.
      +(RR-R0-ALFA)*(R0+ALFA)*DTAN(3.1416/6.))*L
      GO TO 14
      END IF
      A=3.
      B=4.*R0+2.*L0          C=R0**2.+2.*L0*R0+(MP/(L*DENP)
      3.1416*RR**2.)/3.4641      ALFA=(-B+(B**2.-4.*A*C)**.5)/(2.*A
      AB=(L0+ALFA+(R0+ALFA)*DTAN(3.1416/6.))*12.*L
      VP=(RR**2.*3.1416-3.4641*(R0+ALFA)**2.-6.9289*(L0+ALFA)*
      +(R0+ALFA))*L
14     CONTINUE
      VO=3.1416*RR**2.*L-VP
      RETURN
      END
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C
      SUBROUTINE EQUILIBRIO(X,MP,GAMMA,P)
C

```

```

C PROPOSITO: CALCULO DE LAS COMPOSICIONES, TEMPERATURA Y PRE-C
C SION EN EL EQUILIBRIO. C
C C
C LLAMADO POR: MOTOR RTP, FF C
C LLAMA: NOL, GIBBS C
C C
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
COMMON /CONST/R, T0
COMMON /AMB/T
COMMON /REAC/DHFR
COMMON /PROD/DHF, CP, PM, A, MOLES
COMMON /NIM/N, W, NT, SUMA_DHFR, NPP
INTEGER W
DOUBLE PRECISION GAMMA
DOUBLE PRECISION R, T0, T, P, NT, SUMA_DHFR, MP, DEN
DOUBLE PRECISION DHFR(20), DHF(100), CP(100, 4), PM(100)
DOUBLE PRECISION A(100, 20), MOLES(20), X(100)
NP=NPP
CALL NOL(N, X, P)
NT=0.
C CALCULO DEL NUMERO TOTAL DE MOLES
DO I=1, NP
NT=NT+DABS(X(I))
END DO
MP=0.
GAMMA=0.
DO I=1, NP
MP=MP+DABS(X(I))*PM(I)/(NT*1000.)
END DO
T=X(16)
DO I=1, NP GAMMA=GAMMA+(CP(I,1)+CP(I,2)*T+CP(I,3)*T**2+CP(I,4)
+*T**(-2))*DABS(X(I))*R/NT
END DO
GAMMA=(GAMMA+R)/GAMMA
RETURN
END
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C SUBROUTINE FUNCION(X, F, P) C
C PROPOSITO: DEFINIR EL SISTEMA DE ECUACIONES DE EQUILIBRIO C
C LLAMADO POR: NOL C
C LLAMA A: GIBBS C
C C
C FECHA: 26/03/94
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC

```



```

COMMON /CONST/R, TO
COMMON /AMB/T
COMMON /REAC/DHFR
COMMON /PROD/DHF, CP, PM, A, MOLES
COMMON /NIM/N, W, NT, SUMA_DHFR, NPP
INTEGER W
DOUBLE PRECISION NT, TO, DEN
DOUBLE PRECISION MOLES(20), PM(100)
DOUBLE PRECISION DHF(100), DGF(100), CP(100,4), DHFR(20) DOUBL
PRECISION A(100,20), R, T, P, SUMATORIA, SUMA_DHFR, Z DOUBL
PRECISION F(100), X(100), SUMA_PROD, FUG(20), HR, MPI NP=NPP
T=X(NP+W+1)

```

```

C
C CORRECCION DE LAS ENERGIAS LIBRES DE GIBBS
C
C CALL GIBBS(T, DGF)
C
C CALCULO DE LOS COEFICIENTES DE FUGACIDAD Y ENTALPIA RESIDUAL
C DE LA MEZCLA EN EQUILIBRIO
C

```

```
CALL RW(FUG, HR, X, T, P, NP, Z)
```

```
C NUMERO TOTAL DE MOLES Y PESO MOLECULAR
```

```

NT=0.
MP1=0.
DO I=1, NP
    NT=NT+DABS(X(I))
    MP1=MP1+DABS(X(I))*PM(I)
END DO
MP1=MP1/(NT*1000.)

```

```

C
C DEFINICION DE LOS BALANCES DE MASA
C

```

```

DO I=1, W
    SUMATORIA=0
    DO J=1, NP
        SUMATORIA=SUMATORIA+DABS(X(J))*A(J, I)
    END DO
    F(I)=SUMATORIA-MOLES(I)
END DO

```

```

C
C DEFINICION DE LAS ECUACIONES PARA MINIMIZAR LA ENERGIA LIBRE
C DE GIBBS EN EL SISTEMA
C

```

```

DO I=W+1, NP+W
    SUMATORIA=0

```

```

DO J=1,W
SUMATORIA=SUMATORIA+X(NP+J)*A(I-W,J)
END DO F(I)=DGF(I-W)/(R*T)+DLOG(DABS(X(I-W)*FUG(I
W)*P/(NT*1013
+25.)))+SUMATORIA
END DO
C
C DEFINICION DE LA ECUACION QUE CONTIENE LA RESTRICION DE
C EFECTOS CALORIFICOS PARA CALCULAR LA TEMPERATURA
C
IF (N.GT.NP+W) THEN
SUMATORIA=0
SUMA_PROD=0
DO I=1,NP
SUMA_PROD=SUMA_PROD+DABS(X(I))*DHF(I)
SUMATORIA=SUMATORIA+DABS(X(I))*R*(CP(I,1)*(T-T0)+
+CP(I,2)/2*(T**2-T0**2)+CP(I,3)/3*(T**3-T0**3)-
+CP(I,4)*(1/T-1/T0))
END DO
F(NP+W+1)=SUMA_DHFR-SUMA_PROD-SUMATORIA-HR*NT
END IF
C WRITE(*,*)'T,P,PMP,DEN,PARA',T,P,MP1,DEN,PARAMETRO
RETURN
END
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C SUBROUTINE GIBBS(T,DGF) C
C C C
C PROPOSITO: CORREGIR LA ENERGIA LIBRE DE GIBBS DE C
C FORMACION PARA LA TEMPERATURA DESEADA C
C LLAMADO POR: FUNCION, MOTOR C
C LLAMA: NINGUNO C
C C
C FECHA: 3/04/94 C
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
COMMON /GIBBS/JJ,II,DCP,NP
COMMON /CONST/R,T0
DOUBLE PRECISION JJ(100),II(100),DCP(100,4),DGF(100),T,R,T0 D
I=1,NP
IF(JJ(I).EQ.0.AND.II(I).EQ.0) GO TO 7 DGF(I)=JJ(I)
R*T*(DCP(I,1)*DLOG(T)+DCP(I,2)/2*T+
+DCP(I,3)/6*T**2+DCP(I,4)/(2*T**2)+II(I))
7 CONTINUE
END DO
RETURN

```

```

END
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C
C      SUBROUTINE RW (FUG,HR,X,T,P,NP,Z)
C
C PROPOSITO:CALCULAR LA ENTALPIA RESIDUAL, FACTOR DE COMPRESIBILIDAD Y COEFICIENTES DE FUGACIDAD DE LA MEZCLA GASEOSA DEL GAS UTILIZANDO LA ECUACION DE REDLICH/KWONG
C
C LLAMADO POR: FUNCION
C LLAMA: F
C FECHA: 29/04/94
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
COMMON /PROPCRI/TC,PC,VC,ZC
DOUBLE PRECISION FUG(20),A(20,20),X(100),T,P,Z,H,SUMA,F DOUBL
PRECISION TC(20),VC(20),ZC(20),PC(20),B(20)
DOUBLE PRECISION
ZCIJ,TCIJ,VCIJ,PCIJ,HR,R,DF,AA,BB,HR_R
T R=83.14
DO I=1,NP
  DO J=1,NP
    ZCIJ=(ZC(I)+ZC(J))/2.
    TCIJ=(TC(I)*TC(J))**.5
    VCIJ=(VC(I)**.333333333+VC(J)**.333333333)**3./2.
    +**3
    PCIJ=ZCIJ*R*TCIJ/VCIJ
    A(I,J)=.42748*R**2*TCIJ**2.5/PCIJ
  END DO
END DO
DO I=1,NP
  B(I)=0.08664*R*TC(I)/PC(I)
END DO
AA=0.0
BB=0.0
DO I=1,NP
  DO J=1,NP
    AA=AA+DABS(X(I)*X(J))*A(I,J)
  END DO
  BB=BB+DABS(X(I))*B(I)
END DO
C N-R PARA CALCULAR EL FACTOR DE COMPRESIBILIDAD
Z=1.
DO I=1,10000
  DF=(F(AA,BB,P/101325.,T,Z+1.0D-8)
  F(AA,BB,P/101325.

```

```

+, T, Z-1.0D-8)/2.0D-8
  Z=Z-F(AA, BB, P/101325., T, Z)/DF
  IF (DABS(F(AA, BB, P/101325., T, Z)) .LT.1D-6.AND.Z.GT.0)
+GOTO 1
END DO
Z=DABS(Z)
PRINT, 'EL METODO DE CALCULO DE Z FALLO Z=', Z
GOTO 2
C FIN DEL N-R
1 H=BB*P/(Z*R*T*101325.)
  DO I=1, NP
    SUMA=0
    DO K=1, NP
      SUMA=SUMA+DABS(X(K))*A(I, K)
    END DO FUG(I)=DEXP(B(I)*(Z-1.)/BB-DLOG(Z*(1.-H))+AA/(BB*R*T
+*1.5)*(B(I)/BB-2.*SUMA/AA)*DLOG(1.+H))
  END DO
  HR_RT=Z-1.-(3.*AA/(2.*BB*R*T*1.5))*DLOG(1.+H)
  HR=HR_RT*8.314*T
  RETURN
2 END
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
FUNCTION F(AA, BB, P, T, Z)
DOUBLE PRECISION AA, BB, P, T, Z, F, H
1 H=BB*P/(Z*83.14*T)
  F=1/(1-H)-AA/(BB*83.14*T*1.5)*H/(1+H)-Z
  RETURN
END
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C SUBROUTINE NOL(N, X, P) C
C C
C PROPOSITO: RESOLVER SISTEMAS DE ECUACIONES NO LINEALES POR C
C EL METODO DE NEWTON, OBTENIENDO EL JACOBIANO C
C NUMERICAMENTE, PARA FUNCIONES DEFINIDAS EN C
C FUNCION. C
C LLAMADO POR: SIMRTP1 C
C LLAMA A: GAUSS, FUNCION C
C C
C FECHA: 17/03/94 C
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
DOUBLE PRECISION X(100), A(30, 30), F(30), FT(30)
DOUBLE PRECISION Y(30), ALFA, SUMA, PESO, P
C ALFA ES LA DIFERENCIA FINITA PARA OBTENER EL JACOBIANO C
NUMERICAMENTE

```

```

ALFA=0.0000001
ITERACION=1
C OBTENCION DEL JACOBIANO
1 DO I=1,N
  X(I)=X(I)+ALFA
  CALL FUNCION(X,F,P)
  DO K=1,N
    FT(K)=F(K)
  END DO
  X(I)=X(I)-2*ALFA
  CALL FUNCION(X,F,P)
  DO J=1,N
    A(J,I)=(FT(J)-
    F(J))/(ALFA*2)
  END DO
  X(I)=X(I)+ALFA
END DO
CALL FUNCION(X,F,P)
DO I=1,N
  A(I,N+1)=-F(I)
END DO
C SOLUCION DEL SISTEMA DE ECUACIONES RESULTANTE
CALL GAUSS(N,A,Y)
SUMA=0
C ACTUALIZACION DE Xi'S
PESO=.01
DO I=1,N
  X(I)=X(I)+Y(I)*PESO
END DO
C CALCULO DEL ERROR
DO I=1,N
  SUMA=SUMA+Y(I)**2
END DO
SUMA=SUMA**.5
ITERACION=ITERACION+1
C CRITERIO DE PARO
IF (SUMA.GT.0.3) GO TO 1
C PRINT, 'PROCEDIMIENTO TERMINADO'
RETURN
END
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
C
SUBROUTINE GAUSS(N,A,X)
C
C PROPOSITO: RESOLVER SISTEMAS DE ECUACIONES LINEALES POR
C EL ALGORITMO DE GAUSS CON SUSTITUCION HACIA
C

```

```

C          ATRAS.                                     C
C LAMADO POR: NOL                                     C
C LLAMA A: NINGUNO                                   C
C                                                    C
C FECHA: 17/03/94                                    C
CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
DOUBLE PRECISION A(30,30),X(30),SUMA,MJI,W
INTEGER P
C CONSTRUCCION DE LA MATRIZ TRIANGULAR SUPERIOR POR ELIMINACION
C DE GAUSS
  DO I=1,N-1
    DO P=I,N
      IF (A(P,I).NE.0) GO TO 7
    END DO
    PRINT,'NO HAY SOLUCION DEL SEL'
    GO TO 1
7   IF (P.NE.I) THEN
      DO K=1,N+1
        W=A(P,K)
        A(P,K)=A(I,K)
        A(I,K)=W
      END DO
    END IF
    DO J=I+1,N
      MJI=A(J,I)/A(I,I)
      DO K=1,N+1
        A(J,K)=A(J,K)-MJI*A(I,K)
      END DO
    END DO
  END DO
C COMIENZA LA SUSTITUCION HACIA ATRAS
  IF (A(N,N).EQ.0) THEN
    PRINT,'NO HAY SOLUCION DEL SEL'
    GO TO 1
  END IF
  X(N)=A(N,N+1)/A(N,N)
  DO I=N-1,1,-1
    SUMA=0
    DO J=I+1,N SUMA=SUMA+A(I,J)*X(J)
  END DO X(I)=(A(I,N+1)-SUMA)/A(I,I)
  END DO
  RETURN
1  END

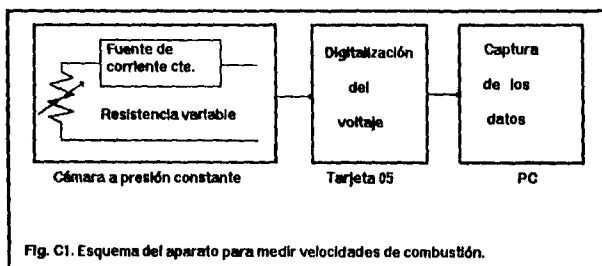
```

APENDICE C

Determinación experimental de la velocidad de combustión de un propelente sólido

La manera más fácil de obtener una función de la presión para la velocidad de combustión, es medir la velocidad de combustión a diferentes presiones y luego ajustar estos datos a diferentes ecuaciones empíricas o semi-empíricas, eligiéndose la que de mejor coeficiente de correlación.

El método de medición usado en el PUIDE, es a través de una cámara de presión constante en el que se coloca un cilindro de combustible al que se le insertan alambres de cobre, que sirven para para monitorear la longitud del mismo, desde afuera de la cámara. En la siguiente figura se muestra un esquema del sistema completo



Con este método se puede calcular la velocidad de combustión como una velocidad de la presión, la cual debe ser constante a través de todo el quemado.

La función empírica más usada, y que se ajusta mejor a los propelentes basados en AP, es la llamada Ley de Vieille, que esta definida como

$$r = aP^n$$

Otra función que se ajusta bien a otros tipos de propelentes es

$$r = \frac{1}{\frac{a}{P} + \frac{b}{P^i}}$$

Esta última ecuación proviene de un análisis teórico, en el que se supone que las partículas oxidantes y combustibles subliman en forma de pequeños "paquetes", los cuales más tarde se mezclan para finalmente reaccionar exotérmicamente. Según este análisis, a es una constante que depende básicamente del tamaño de partícula del oxidante y de la naturaleza del combustible, mientras que b depende de la naturaleza del combustible y de la temperatura inicial.

BIBLIOGRAFIA

1. Artur M. Halpen, James H. Reeves, Experimental Physical Chemistry: A Laboratory Textbook, Scott, Foresman and company, 1988
2. Burden L. R., Faires D. J., Análisis Numérico, Grupo Editorial Iberoamérica, 1985
3. Cohen N. S., Fleming R. W., Role of Solid Propellants Combustion, AIAA Journal, Vol. 12, feb. 1974, pp. 212-218
4. Cuirao C. and William F. A., A model for AP Deflagration Between 20-100 Atmospheres, AIAA Journal, Vol. 9, July 1971, pp 1345-1356
5. D. D. Waqman et al., "The NBS Tables of Chemical Thermodynamic Properties." Journal of Physical and Chemical Reference Data, Vol. 11, 1982, Supplement 2, American Chemical Society, American Institute of Physics and National Bureau of Standards
6. Gigou J., Solid-Propellant-Stage Development for Ariane-5, ESA Journal, Bulletin 69, 1993
7. Kenneth K. Kuo, Martin Summerfield, Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Martin Summerfield Series Editor-in- Chief, 1984

8. Krier, H., T'ien, J. S., Sirignano, W. A., Nonsteady Burning Phenomena of Solid Propellants: Theory and experiments, AIAA Journal, Vol. 6 No. 2, 1968, pp. 278-286
9. Kuo, Kenneth Kuan-Yun, Principles of Combustion, John Wiley, 1986
10. M. W. Chase, C. A. Davies, J. R. Downey, D. J. Frurip, R. A. McDonald, and A. N. Synerud, JANAF Thermochemical Tables, 3rd ed. Part I, Journal of Physical and Chemical Reference Data, Vol. 14, 1985
11. Martin Summerfield, G. S. Shutherland, M. J., Webb, H. J. Taback, Burning Mechanism of Ammonium Perchlorate Propellants, Solid Propellant Rocket Research, Nov. 1958, pp. 141-161
12. Melanis, G. B. and Strunin, V. A., The Mechanism of AP Burning, Combustion and Flame, Vol. 17 Aug. 1971 pp. 69-78
13. Penner, S. S., Chemistry Problems in Jet Propulsion, Pergamon Press, New York 1957.
14. Rosser, W. A., Fishma, N., Ignition of Simulated Propellants Based on AP, AIAA Journal, Vol. 4, 1966 pp. 1615-1622
15. Smith J. N., Vanes H. C., Introduction to Chemical Engineering Thermodynamics, McGraw-Hill, 4th edition, 1987

16. Sutton, G. and Ross, D. B., Rocket Propulsion Elements, 4th ed., John Wiley & Sons, New York, 1989.

17. Peterson Carl, Hill Philip, Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, Addison Wesley, Second Edition, 1992

18. Verney, A. M. and Strhle, W. C., Thermal Decomposition Studies of Some Solid Propellants Binders, Combustion and Flame, Vol. 20, Sep. 1976, pp. 1-8