UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO
VICERRECTORADO DE INVESTIGACIÓN
Comité Editor

Criterios Básicos para la selección de trabajos de investigación, publicados en la Revista Ciencia y Tecnología

Titulo del trabajo de investigación:

"Diseño y Fabricación de un banco de pruebas para motores cohete-Líquidos de hasta 10 Toneladas de empuje".

Autor : Ing. Gustavo Ordoñez Cárdenas

CRITERIOS BÁSICOS		
	Sí	No
1. Contenido científico	X	
2. Resumen, Abstract y palabras clave	X	X
3. Introducción	X	
4. Metodología	X	
5. Resultados	X	
6. Discusión	X	
7. Referencias Bibliográficas	X	

Opinión:

[X] Publicar [ ] No Publicar

Prioridad : Publicar

Revisado por : José Tejeo Campos

Firma del Revisor :

Fecha : 19.11.10

IF
JUN. 2010

UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA – ENERGÍA

UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO
VICE-RECTORADO DE INVESTIGACION
RECIBIDO
309
27 MAYO 2010
CENTRO DE DOCUMENTACION CIENTIFICA

"INFORME FINAL"

UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO
VICE-RECTORADO DE INVESTIGACION
207
27 MAYO 2010
RECIBIDO
Hora 9.20 Firma

"DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN BANCO DE PRUEBAS PARA MOTORES COHETE LIQUIDOS DE HASTA 10 TONELADAS DE EMPUJE"

JEFE DEL PROYECTO:

ING. GUSTAVO ORDOÑEZ CÁRDENAS

(RESOLUCIÓN RECTORAL Nº 1353-2007R)

(CRONOGRAMA: 01 DE NOVIEMBRE DEL 2007 AL 31 DE OCTUBRE DEL 2009)

UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO
Facultad de Ingeniería Mecánica-Energía
INSTITUTO DE INVESTIGACION
18 MAYO 2010
RECIBIDO
Hora
Firma

CALLAO 2009

UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO

Vicerrectorado de Investigación

I.- DATOS GENERALES:

1.- Título del Proyecto:

"DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN BANCO DE PRUEBAS PARA MOTORES COHETE LIQUIDOS DE HASTA 10 TONELADAS DE EMPUJE"

2.- Facultad de:
Ingeniería Mecánica-Energía (FIME)

3.- Instituto de Investigación de la Facultad de Ingeniería Mecánica-Energía

4.- Investigador responsable y Jefe del Proyecto:

Ing. Gustavo Ordoñez Cárdenas

Categoría	:	Asociado
Clase	:	Tiempo Parcial
Condición	:	Nombrado
Código	:	0491
Profesión	:	Ingeniero Mecánico

5.- Profesor ordinario participante:
Ing. Gustavo Ordoñez Cárdenas

Categoría	:	Asociado
Clase	:	Tiempo Parcial
Condición	:	Nombrado
Código	:	0491
Profesión	:	Ingeniero Mecánico

6.- Personal Administrativo de Apoyo:
Apellidos y nombres:
a.- Martínez Rojas Maruja

7.- Duración del Proyecto.
24 meses (2 años).

I. ÍNDICE : Pagina No

II.- RESUMEN : 1

III.- INTRODUCCIÓN : 2

3.1.- Planteamiento del Problema de Investigación 3

3.2.- Consideraciones Básicas 3

IV.- MARCO TEÓRICO : 5

4.1.- Cohetes de Combustible Líquido 5

4.1.1.- Proceso de trabajo y Parámetros fundamentales de los Cohetes de Combustible Líquido 5

4.1.2.- Rendimiento de un Cohete Líquido (CL) 20

4.1.3.- Combustible de los Cohetes de Combustible Líquido 28

4.1.4.- Cámaras de Combustión de los Cohetes Líquidos 44

4.1.5.- Funcionamiento inestable de un Cohete Líquido 60

4.1.6.- Temperatura de Combustión en la Cámara de un (CL) 64

4.1.7.- Cálculo Gasodinámico de la Tobera de un (CL) 81

4.1.8.- Características de un Cohete Líquido (CL) 94

4.1.9.- Refrigeración de los Cohetes Líquidos 106

4.1.10.- Cálculo de la Refrigeración de un (CL) por flujo exterior 129

V.- MATERIALES Y MÉTODOS: 137

5.1.- Consideraciones Previas 137

5.2.- Elección del Propelente 138

5.3.- Propiedades de los Propelentes 142

5.4.- Ecuaciones de Diseño 142

5.4.1.- Tobera 143

5.4.2.- Cámara de Combustión 145

5.4.3.-	Espesor de la Pared de la Cámara	146
5.4.4.-	Equipo Refrigerante	146
5.4.5.-	Transferencia de Calor	147
5.4.6.-	Materiales	147
5.4.7.-	Inyectores	148
5.5.-	Ejemplo de Cálculos de Diseño	150
5.6.-	Criterios de Diseño	155
5.7.-	Fabricación	155
5.8.-	Equipo de Pruebas	158
5.8.1.-	Sistema de Alimentación	158
5.8.2.-	Componentes del Sistema de Alimentación	159
5.8.3.-	Cilindros de Gas de Alta Presión	160
5.8.4.-	Nitrógeno Gaseoso	160
5.8.5.-	Oxígeno Gaseoso	160
5.8.6.-	Tanques de Combustible	160
5.8.7.-	Regulador de Nitrógeno Gaseoso	161
5.8.8.-	Regulador de Oxígeno Gaseoso	162
5.8.9.-	Válvulas de Mando del Propelente	162
5.8.10.-	Otras Válvulas	162
5.8.11.-	Válvulas Anti retroceso	162
5.8.12.-	Válvulas de Alivio	163
5.8.13.-	Filtro de Combustible	163
5.8.14.-	Medidores de Presión	163
5.8.15.-	Tuberías y Accesorios	163
5.9.-	Banco de Pruebas	164
5.10.-	Seguridad	166
5.11.-	Chequeo exterior del Motor y Calibración	167

5.11.1.- Comprobación de Pérdidas 167

5.11.2.- Calibración del Flujo 167

5.11.3.- Chequeo del Banco de Pruebas 168

5.12.- Ignición y Funcionamiento 168

VI.- RESULTADOS: 171

6.1.- Banco de Ensayos de Motores Cohete 171

6.1.1.- Introducción 171

6.1.2.- Forma Materiales y Diseño de un BEMCO 171

6.1.3.- Partes principales componentes de un BEMCO 171

6.1.4.- Condiciones particulares que debe tener un BEMCO 172

6.1.5.- Materiales Constructivos para la estructura de un banco de Ensayo de Motores Cohete (BEMCO) 172

6.2.- Clasificación de los Bancos de Pruebas de Motores Cohete 173

6.2.1.- Banco de Pruebas estático elemental 175

6.2.2.- Cálculo de la Velocidad de Combustión 176

6.2.3.- Cálculo del valor del Empuje (Valor Estimado) 176

6.2.4.- Banco de Pruebas Estático simple 176

6.2.4.1.- Cálculo del Valor del empuje (Valor Estimado) 177

6.2.5.- Sistemas Modulares 177

6.3.- Sistemas de Medición y Presión 182

6.3.1.- Manómetros 182

6.3.2.- Transductor de Presión Electrónico 182

6.4.- Sistemas de Medición de Empuje 183

6.4.1.- Medición de Empuje con Sistema Elástico o peso 183

6.4.2.- Medición de Empuje con Sistema de Manómetro y Pistón 184

6.4.3.- Medición de Empuje son un Sistema de Celda de Carga 185

6.5.- Sistema de Medición de Presión y Empuje 187
6.5.1.- Sistema de Medición con Celda de Carga y Transductor de Presión 187
6.6.- Sistemas de Medición y Registro 189
6.7.- Sitio Físico donde se debe realizar el Ensayo 189
6.7.1.- Filmación de las Pruebas 189
6.8.- Recomendaciones para diseñar un buen Banco de Pruebas De Motores Cohete en Diez Pasos 190
6.9.- Análisis de los Resultados obtenidos 190
6.10.- Seguridad 191
6.11.- Reproducibilidad de los Resultados 191
6.12.- Sugerencias Adicionales para el Banco de Ensayos de Motores Cohete 192
6.13.- Resultados obtenidos en el Banco de Ensayo de Motores Cohete para varios Cohetes 193

VII.- DISCUSIÓN: 194
7.1.- Conclusiones 194
7.2.- Recomendaciones 194
VIII.- REFERENCIALES: 195
IX.- APÉNDICE: 196
9.1.- PLANOS: **196**
PL-01.- Montaje del cohete de combustible liquido Gergon I. 197
PL-02.- Vaporizador y tobera del cohete de combustible liquido Gergon I. 198
PL-03.- Espoleta mecánica de la carga útil del cohete de combustible Liquido Gergon I. 199

PL-04.- Tanque de nitrógeno comprimido del cohete de combustible liquido Gergon I. 200

PL-05.- Dispositivo de alineamiento No.1 de los tanques del cohete de Combustible liquido Gergon I. 201

PL-06.- Soporte del disco agujereado del catalizador del cohete de combustible Liquido Gergon I. 202

PL-07.- Tanque de peróxido de hidrogeno y dispositivo de alineamiento No.2 Del cohete de combustible liquido Gergon I. 203

PL-08.- Esquema de montaje del cohete de combustible sólido Isula I-C. 204

PL-09.- Morro del cohete de combustible sólido Isula I.C. 205

PL-10.- Tapón roscado del cohete de combustible sólido Isula I-C. 206

PL-11.- Tobera convergente-divergente supersónica del cohete Isula I-C. 207

PL-12.- Morro, tapón y fuselaje delantero del cohete de combustible sólido Anaconda I-A. 208

PL-13.- Fuselaje, tobera y aletas direccionales del cohete de combustible Solido Anaconda I-A. 209

PL-14.- Banco de Ensayos de Motores Cohete (BEMCO – 02) (vista superior o vista de planta). 210

PL-15.- Banco de Ensayos de Motores Cohete (BEMCO - 02) (vista frontal). 211

PL-15.- Banco de Ensayos de Motores Cohete (BEMCO – 02) (Leyenda : indicando sus partes principales). 212

PL-16.- Despiece del Banco de Pruebas D – 1 213

PL-17.- Despiece del Banco de Pruebas D – 2 214

PL-18.- Despiece del Banco de Pruebas D – 3 215

9.- ANEXOS: **216**

9.2.1.- TABLAS Y GRAFICOS EN UNIDADES METRICAS: 217

TABLA A-01.-Rendimiento calculado de algunos líquidos propelentes. 217

TABLA A-02.-Propiedades de los propelentes seleccionados. 217

TABLA A-03.-Parametros de la tobera para varias presiones de la cámara. 218

TABLA A-04.-Capacidad media de carga de los tornillos de alta resistencia 218

Fig. No A-01.-Temperatura Vs. Presión en la cámara para propulsores: 218
Oxigeno/gasolina y Oxigeno/alcohol.

Fig. No A-02.- Temperatura Vs. Proporción de mezcla para propulsores 219
Oxigeno/gasolina y Oxigeno/alcohol.

Fig. No.A-03.- Impulso Especifico Vs. Presión en la cámara para propulsores 219
Oxigeno/gasolina y Oxigeno/Alcohol.

TABLA A-05.-Simbolos, magnitudes y unidades. 220

9.2.2.-Formulas magnitudes y unidades en el sistema métrico. 221

9.2.3.-Ejemplos de cálculo de diseño en el sistema métrico. 222

9.2.4.-Tablas de conversión y estándares americanos. 226

9.2.4.1.- Conversión de presiones. 226

9.2.4.2.- Conversión de temperaturas. 227

9.2.4.3.- Conversión de pulgadas. 228

9.2.4.4.- Numero de mechas estándar americano. 229

9.2.4.5.- Cables y alambres estándar americano. 230

9.3.- FOTOS: **231**

F-01.- Cohete Gergon I-A. 232

F-02.- Montaje del cohete Gergon I-A. 233

F-03.- Rampa de lanzamiento mostrando los cohetes: Mantona I-A , 234
Isula I-C , Shushupe I-D y Gergon I-A.

F-04.- Instantes previos a la prueba estática de dos cohetes Isula I-C. 235

F-05.- Colocando un cohete Mantona I-A en su rampa de lanzamiento. 236

F-06.- Cohete compuesto hibrido con dos cohetes aceleradores sólidos. 237

F-07.- Detalle posterior del cohete compuesto hibrido-solido. 238

F-08.- Inspeccionando el cohete compuesto en su rampa de lanzamiento. 239

F-09.- Detalles de Banco de Ensayos de Motores Cohete BEMCO – 02. 240

F-10.- Montaje del Cohete Gergon I-A en el Banco de Pruebas BEMCO – 02 241
Para realizar las pruebas estáticas.

F-11.- Prueba estática de un cohete Shushupe I-D. 242

F-12.- Prueba estática elemental de un cohete Mantona I-A. 243

F-13.- Prueba estática elemental de un cohete Isula I-C. 244

F-14.- Prueba estática elemental de un cohete Shushupe I-A. 245

F-15.- Prueba estática elemental de un cohete Mantona I- C. 246

F-16.- Prueba estática de un cohete Gergon I –A. 247

9.4.-VIDEOS (SOLO EN EL CD):

V-01.- Pruebas estáticas de varios prototipos de cohetes.

V-02.- Resumen de lanzamientos exitosos realizados.

II.- RESUMEN:

Este proyecto de Investigación consiste en el Diseño y Fabricación de un Banco de Pruebas para motores cohete de hasta 10 toneladas de empuje. Se diseñara y fabricara un cohete de combustible liquido y luego se realizaran las pruebas básicas en el Banco de Pruebas diseñado previamente tales como : empuje ,tiempo de combustión, presión máxima desarrollada en la cámara de combustión, temperatura de combustión, uniformidad del flujo por la tobera. Todo prototipo de cohete o misil antes del lanzamiento tiene que pasar necesariamente por el Banco de pruebas, a fin de comprobar sus parámetros de diseño.

Este Banco de Pruebas de Motores Cohete será diseñado con componentes, materiales y tecnología nacional, que se pueden encontrar fácilmente en el mercado interno peruano sin recurrir a la importación, tales como: tubos de acero sin costura Schedule 40, Tubos de acero sin costura para calderas ASTM A-192, perfiles estructurales ASTM A-36 (L, T , I , platinas, etc.), electrodos de soldadura, pernos Mangueras de alta presión, manómetros, termocuplas, cronómetros, etc. Este Proyecto de Investigación de Tecnología Nacional, viene siendo desarrollado en la Facultad de Ingeniería Mecánica - Energía de la Universidad Nacional del Callao, y será un gran aporte para el país, que está sumamente atrasado en el campo aeroespacial.

El objetivo principal de este Proyecto de Investigación es diseñar un motor cohete de combustible líquido y su respectivo Banco de pruebas, para luego realizar los Ensayos Básicos del cohete en el Banco de Pruebas diseñado y fabricado para tal fin. Se utilizara la Técnica de recopilación de datos ensayo-error, tenemos una larga experiencia en el diseño, fabricación y experimentación de motores cohete de combustible sólido con más de 200 lanzamientos exitosos, también con cohetes de combustible liquido y cohetes de combustible hibrido. Los resultados obtenidos han sido excelentes, ya que se consiguió, diseñar, fabricar y disparar cohetes con gran éxito. En este informe final adjuntamos algunos videos de dichos lanzamientos y pruebas de banco de motores cohete.

III.- INTRODUCCION :

Durante el proceso de investigación y desarrollo de los motores cohete, ya sean estos de combustible sólido, liquido o hibrido, es necesario hacer uso de algunos equipos tales como : túneles de viento, bancos de ensayo de motores cohete, software de simulación, tanto para la etapa de diseño como para la etapa de vuelo. Últimamente debido al avance de la electrónica y la informática se puede reemplazar el túnel de viento para ver el comportamiento aerodinámico de un cohete por un Software específico de simulación.

En este Proyecto de Investigación, se diseñara y construirá un Banco de Pruebas de Motores cohete, y luego se probara un cohete, a fin de evaluar sus parámetros de diseño tales como : empuje, Impulso especifico, tiempo de combustión, temperatura de combustión ,presión en la cámara de combustión, uniformidad del flujo por la tobera, etc. Todas estas pruebas se realizaran antes del lanzamiento del Cohete Prototipo, porque si no pasamos al cohete prototipo por el Banco de Pruebas, nada nos garantiza que el cohete tendrá un vuelo estable y uniforme y que soportara satisfactoriamente los grandes esfuerzos, presiones y temperaturas durante el vuelo.

Es importante que el cohete tenga un vuelo estable y uniforme, es decir Vuele en línea recta, porque de lo contrario puede poner en serio peligro a las personas involucradas en el lanzamiento o dañar las propiedades públicas o privadas De los alrededores.

Los cohetes pueden cumplir diferentes objetivos, según su tamaño, tipo de combustible, tipo de carga útil , etc. Para comenzar el Proyecto de Diseño de un cohete, se debe comenzar haciéndonos las siguientes preguntas:

- ¿Hacia dónde deseo llegar (Km)?
- ¿Qué cantidad de carga útil deseo llevar (Kg)?
- ¿Qué tipo de carga útil deseo llevar (civil, militar)?

Generalmente los cohetes se Proyectan para cumplir con algunos de los siguientes Objetivos específicos:

- Producción de lluvias artificiales en las zonas de sequia (bombardeando algunos tipos de nubes con ioduro de plata).
- Investigación Aeroespacial (estudio de las capas superiores de la atmosfera, Puesta en órbita de satélites artificiales).
- Usos Militares (cohetes y misiles: tierra-tierra de largo alcance, misiles antitanque, misiles antiaéreos, misiles aire-superficie, etc.)

Aproximadamente desde hace 25 años vengo estudiando, diseñando, fabricando y experimentando con diferentes tipos de motores cohete: de combustible sólido, de Combustible liquido, de combustible hibrido. Hasta la fecha ya realice más de 200 Lanzamientos exitosos de diferentes prototipos de motores cohete, por tal motivo El éxito del presente Proyecto de Investigación e Innovación Tecnológica está plenamente garantizado.

3.1.- PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACION :

En el campo de la Defensa Nacional, el Perú esta estratégicamente ubicado en América del Sur y tiene grandes recursos naturales, en algunos casos todavía aun sin explotar, lo que es motivo de envidia y codicia de algunos países vecinos, por lo tanto el Perú debe desarrollar una política de estado en lo concerniente a la Defensa Nacional, es decir debe desarrollar sus propias armas para su defensa, en este contexto el Perú como todo país en vías de desarrollo, importa el 100% de su artillería reactiva (cohetes y misiles),por lo tanto urge desarrollar inmediatamente
La tecnología de los motores cohete, considerando además que tenemos un problema de límites marítimos con el país del sur y que se está ventilando en la Corte Internacional de Justicia de La Haya en Holanda.

Por otro lado existen zonas del país sometidos a constantes sequias que Afectan a la agricultura y ganadería mayormente, en estas zonas se pueden producir lluvias artificiales "inyectando" en las nubes "ioduro de plata", a través de los cohetes de diseño y manufactura nacional para abaratar costos.

Además debido a las corrientes marinas el clima del Perú tiene características peculiares, de tal manera que las capas superiores de la atmosfera Peruana no han sido convenientemente estudiadas, debido al alto costo que ello implica, pero que con cohetes de diseño y construcción nacional se puede bajar considerablemente estos costos y así hacer posible el estudio detallado de las capas superiores de la atmosfera.

3.2.- CONSIDERACIONES BASICAS :

Los procesos físicos y químicos que ocurren durante la operación de un motor cohete Son bastante complejos. Estos procesos incluyen las complejas reacciones químicas de combustión, la forma en que se consume el propelente, el comportamiento del flujo de gases de escape en la cámara de combustión y la tobera, la interacción entre Los gases de escape y las partículas condensadas (humo).El análisis teórico de un motor cohete requiere ciertas simplificaciones, es decir se asume como si fuera un motor cohete ideal, estas simplificaciones consisten en lo siguiente:

- Cualquiera que sea el tipo de propelente, la combustión es completa.
- Los productos de la combustión obedecen a las Leyes de los gases perfectos.
- No existe fricción entre el flujo de gases y las paredes de los recipientes que Los contienen.
- La combustión y el flujo de gases en la cámara de combustión y en le tobera son adiabáticos.
- Las condiciones de operación son de flujo estado-estable.
- La expansión de los productos de la combustión ocurre en forma uniforme Sin discontinuidades y sin choques.

- El flujo de gases a través de la tobera es unidimensional y no rotacional.
- A lo largo de cualquier sección transversal de la tobera, la velocidad, la presión y la densidad del flujo son uniformes.
- La temperatura de combustión depende primordialmente de la relación de mezcla, para una combinación específica de propulsantes, y en menor medida de la presión de combustión.
- Cuando son iguales los consumos o velocidades de las masas de los propulsores y de los gases de escape, la presión de combustión se mantiene Constante.
- Los motores cohete no tienen (Plafond), máxima altura de operación, debido a que no necesitan del aire atmosférico para operar, funcionan mejor en el vacío.
- Todo prototipo de motor cohete diseñado y fabricado, debe pasar por el "Banco de Ensayo de Motores Cohete" (BEMCO),para poder comprobar sus parámetros de diseño como son : empuje, Impulso especifico, tiempo de combustión, temperatura de combustión, presión de combustión, uniformidad del flujo, resistencia de la cámara de combustión y la tobera, etc.

IV.- MARCO TEORICO

4.1.- COHETES DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO *(CL)*

4.1.1.-PROCESO DE TRABAJO Y PARAMETROS FUNDAMENTALES DE LOS COHETES DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO.

En los cohetes de combustible líquido, a diferencia de los aerorreactores, Para oxidar el comburente se utiliza oxidante líquido, que debe transportar Consigo la aeronave.

En la teoría de los CI, todas las sustancias químicas, que toman parte en la reacción exotérmica, que se realiza en la cámara del motor, se suelen denominar con el término general de *combustible,* y cada sustancia por separado *componente* del combustible. El combustible, en el sentido ordinario que esta palabra, es decir la sustancia que entra en reacción con el oxígeno o con otro oxidante con desprendimiento de calor, se llama *comburente* a diferencia del componente, que sirve para la oxidación del combustible, llamado *oxidante.*

La existencia de un oxidante líquido caracterizado por su actividad química elevada, la necesidad de suministrarle en grandes cantidades y la independencia del proceso de funcionamiento del motor del oxígeno atmosférico, son los factores que determinan más que nada las características y la zona de aplicación de los CI, así como muchas de sus particularidades, incluyendo las de diseño.

La cámara es el órgano principal del cohete de combustible líquido (fig. 1). Consta de la culata *l,* cámara de combustión 2, tobera 3 y camisa de refrigeración 4. En la cámara del motor se quema el combustible y una parte de la entalpía de los productos de combustión se transforma en energía cinética.

Los componentes del combustible (oxidante y comburente) se suministran desde los tanques de combustible a la cámara del motor a una presión algo superior a la de la cámara. Esta presión proviene de la del gas comprimido o de bombas centrífugas o de engranajes. El primer método de suministro de combustible lleva el suministro por botella a presión, en el segundo por bomba.

Según el fin a que se destine el motor, más veces puede proyectarse para funcionar durante todo el vuelo en régimen invariable (si se exceptúan los períodos de puesta en marcha y parado), y otras veces se proyecta para funcionar en diversos regímenes o en un campo determinado de regímenes.

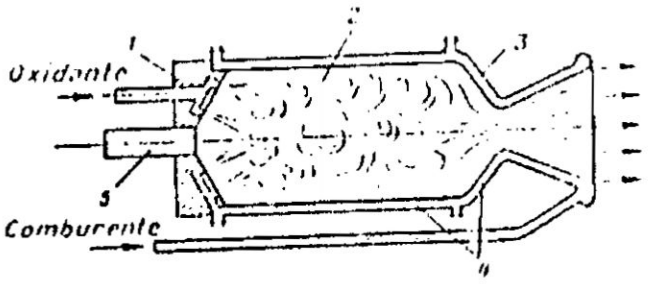


Fig. 1. Cámara de un cohete de combustible líquido
1-culata, 2-cámara de combustión, 3-tobera, 4-camisa de refrigeración, 5-dispositivo de encendido.

En este último caso, que en adelante será el que principalmente supondremos, el sistema de alimentación habrá de incluir en sí los órganos de regulación del régimen de funcionamiento del motor.

La fig. 2 es un esquema de CL con sistema de suministro por botella a presión.

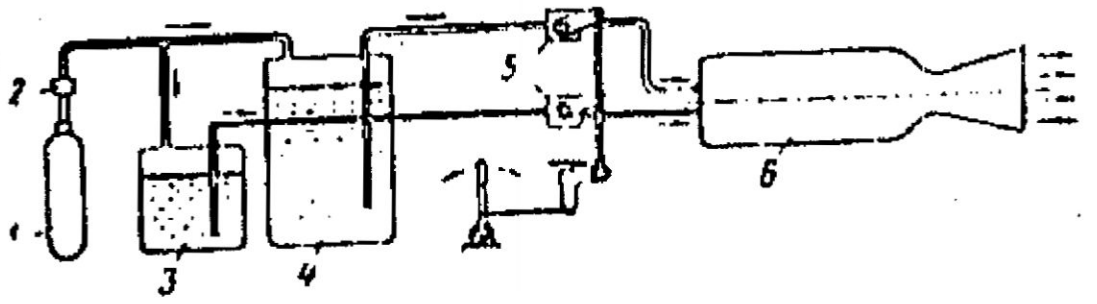


Fig. 2. Esquema de un CL con sistema de suministro de combustible por botella a presión.
1-botella de gas a presión, 2-reductor, 3, 4-botella de comburente y occidente, 5-llave o válvulas, que regulan el suministro de los componentes a la cámara, 6-cámara

Los componentes del combustible se introducen en depósitos de paredes gruesas (botellas), a los cuales, cuando funciona el motor, se suministra gas comprimido de la botella a presión *1*. El oxidante y el

comburente entran a presión a través de los conductos, en la cámara del motor. La presión de los depósitos y el suministro de los componentes del combustible a la cámara se regula por medio del reductor *2* y de la llaves (válvulas) *5*.

Las botellas de combustible en este sistema de alimentación deben calcularse para presión elevada (de ordinario de algunas decenas de atmósferas), lo cual aumenta notablemente su peso.

Por eso el suministro por botella a presión se ha de usar solamente en motores de empuje reducido o de corta duración, en cuyo caso las dimensiones y el peso que las botellas de combustible son relativamente pequeños.

Cuando hay que almacenar mucho combustible es más conveniente el sistema de suministro por bomba, que permite construir una planta motriz completa (incluyendo los depósitos de combustible y las botellas de gas a presión) de menor peso, las bombas de suministro de combustible son accionadas bien por el motor principal de la aeronave (si este motor es, por ejemplo, una turbina de gas), bien por una turbina especial. En este último caso la turbina y las bombas de combustible accionadas por la misma constituyen el así llamado grupo turbo bomba *(GTB)* del cohete de combustible líquido.

La figura 3 es un esquema de *CL* con suministro de combustible por grupo turbo bomba. Los componentes del combustible, que se hallan en los depósitos 1 y 2, se suministran a la cámara del motor mediante las bombas 4 y 5 (de ordinario bombas centrífugas), Las bombas son accionadas por la turbina 8, cuyo fluido de trabajo es el gas producido en un generador de gas. El generador de gas puede también funcionar con los mismos componentes de combustible que la cámara principal del motor; pero entonces conviene tomar precauciones, a fin de disminuir la temperatura de los productos de combustión hasta un valor tolerable, desde el punto de vista de la resistencia de los álabes de la turbina, Para ello puede utilizarse, por ejemplo, la inyección de agua a los productos de combustión. Este generador de gas produce una mezcla de

productos de combustión y de vapor de agua ("vapor-gas"), cuya temperatura puede regularse variando la cantidad de agua inyectada, En otros diseños el generador de gas, como se ve en la fig. 3, se alimenta con un combustible especial, que consta de un sólo componente, que se suministra desde el pequeño depósito *3*, mediante de bomba *6* o por presión de gas comprimido.

El peróxido de hidrógeno H_2O muy concentrado (80-90% de concentración) es un combustible frecuentemente utilizado para esto.

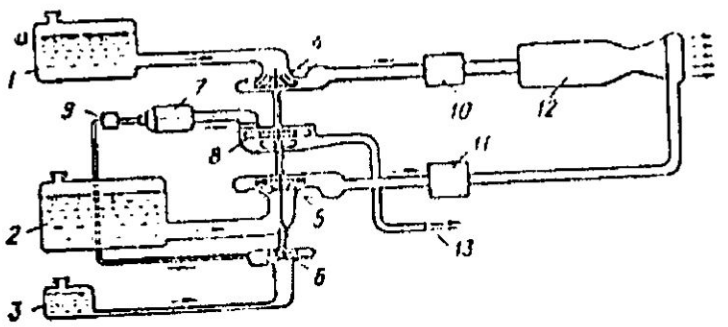


Fig. 3. Esquema de CL con grupo turbo bomba.

1-Depósito de comburente, 2-depósito de oxidante, 3-depósito de combustible para la turbina del GTB, 4,5,6-bombas, 7-generador de gas, 8-turbina de gas, 9,10,11-llaves o válvulas, que regulan el régimen de funcionamiento del GTB y el suministro de los componentes de combustible a la cámara, 12-cámara del motor, 13-salida de los gases de la turbina

Al calentarse, o bajo la acción de un catalizador, el peróxido de hidrógeno se descompone el agua y oxígeno, con desprendimiento de una gran cantidad del calor. El calor desprendido transforma el agua en vapor recalentado, a una temperatura de 500-700°C, según el grado de concentración del peróxido. La mezcla así obtenida de vapor de agua y oxígeno lleva también el vapor-gas, y la cámara en la cual tiene lugar la descomposición del peróxido se denomina generador de vapor-gas.

La fig.4 es el esquema esencial de un generador de vapor-gas, en el cual el peróxido de hidrógeno pasa a través de los inyectores 2 a la cámara *3*. que está llena de un catalizador sólido poroso, el cual produce la descomposición casi instantánea del peróxido. También puede usarse

un catalizador líquido, de ordinario solución acuosa concentrada (25-35 %) de permanganato potásico $KMnO_4$.

A fin de utilizar el calor, que se desprende en el generador de gas, con rendimiento elevado, el vapor-gas se suministra a la turbina del GTB a presión bastante elevada (20-30 kg/cm^2 y aún mayor). De acuerdo con esto se adopta de ordinario una turbina de doble escalonamiento. Casi siempre en los grupos turbo bombas de los CL , se usan turbinas de acción (de dos escalonamientos de velocidad), que son de construcción más sencilla y por tanto de menor peso que las de reacción. En las figuras 5 y 6 se aducen ejemplos de realización constructiva del grupo turbo bomba.

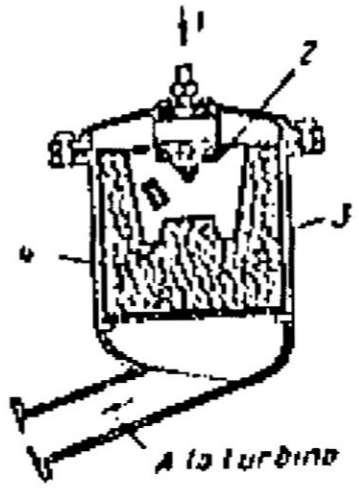


Fig. 4. Esquema de generador de vapor-gas, que funciona con peróxido de hidrógeno.

1-Entrada del peróxido, 2-Inyectores, 3-carcasa, 4-Catalizador poroso sólido.

La fig. 5 representa el grupo turbo bomba alemán del cohete V-2 de alcance medio, que desarrolla un empuje de 26000 kg. Consta de una turbina de acción de dos escalonamientos *5*, y de dos bombas *2* y *8*, acopladas, obtenido en la descomposición del peróxido de hidrógeno en un generador de vapor-gas, pasa a la turbina a través de los tubos *6*.

El suministro de peróxido de hidrógeno al generador de vapor-gas en este motor se realiza por presión de nitrógeno comprimido. Los datos de diseño de este grupo turbo bomba son los siguientes:

Peso	150 kg
Potencia de la turbina	465 C.V.
Presión del gas a la entrada de la turbina	26 kg cm^2
Gasto de gas	2,1 kg / Seg.
Número de revolucione	3800 rpm
Diámetro medio de la turbina	450 mm
Comburente	Alcohol etílico ---75%
	Agua ---25%

Gasto de comburente	56 kg seg.
Presión de suministro de comburente	21,7 kg cm^2
Oxidante	Oxígeno líquido
Gasto de oxidante	69 kg/seg
Presión de suministro de oxidante	17,5 kg/cm^2

En la fig.6 se representa un grupo turbo bombas de aviación del cohete de combustible líquido Walter 109º-509, que desarrolla 1700 kg de empuje.

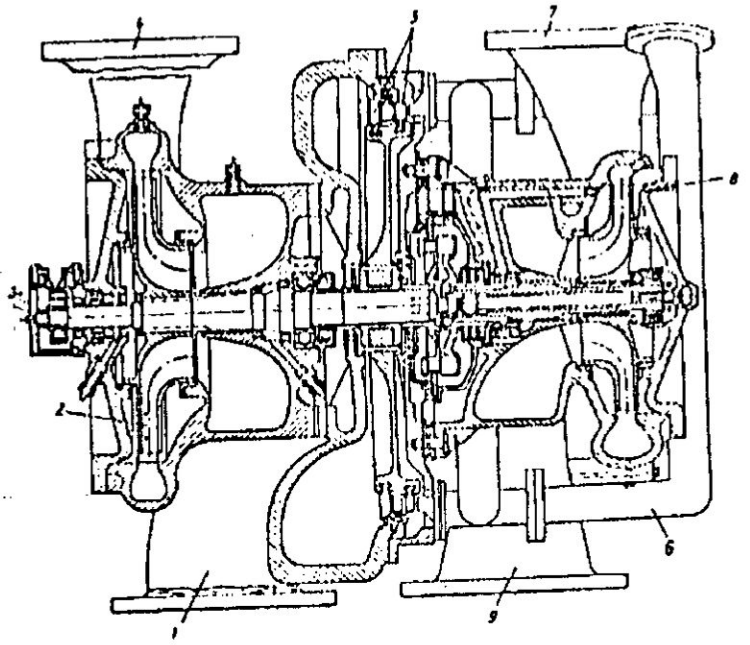


Fig. 5 Grupo turbo bombas del motor V-2

1-Entrada del comburente, 2-rodete de la bomba del comburente, 3-Limitador del número de revoluciones, 4- salida del comburente, 5-álabes del rodete de la turbina, 6-admisión del vapor-gas, 7-salida del oxidante, 8-rodete de la bomba del oxidante, 9-entrada del oxidante.

La unidad consta de una turbina y de las bombas del oxidante y comburente acopladas al mismo eje. El vapor-gas entra en la turbina por lo tubos *5*, y, pasando a través de una tobera Laval y de los álabes del rodete de la turbina *7*, baja al conducto *8*, que dirige de nuevo el gas a los álabes del rodete. De esta manera una sola corona de álabes móviles hace las veces de una turbina de doble escalonamiento, con escalonamiento de velocidad.

En cada una de las bombas de combustible, para disminuir la cavitación del combustible a grandes alturas, se instala a la entrada del rodete una bomba de hélice de tipo espiral, *9*.

Los datos de diseño de este grupo turbo bomba son los siguientes:

Peso	31,2 kg
Potencia de la turbina	90 C.V.
Presión del vapor-gas a la entrada de la turbina	28 kg cm^2
Gasto de vapor-gas	0,4 kg / Seg.
Número máximo de revoluciones	16,500 rpm
Diámetro medio de los álabes de la a turbina	180 mm
Comburente	Alcohol metílico ---57% Hidrato de hidracina-30% Agua---13%
Gasto máximo de comburente	2,2 kg seg.
Presión máxima de suministro de comburente	38 kg cm^2
Oxidante	Peróxido de hidrógeno-80% Agua-20%
Gasto máximo de oxidante	69 kg/seg
Presión máxima de suministro de oxidante	40 kg/cm^2

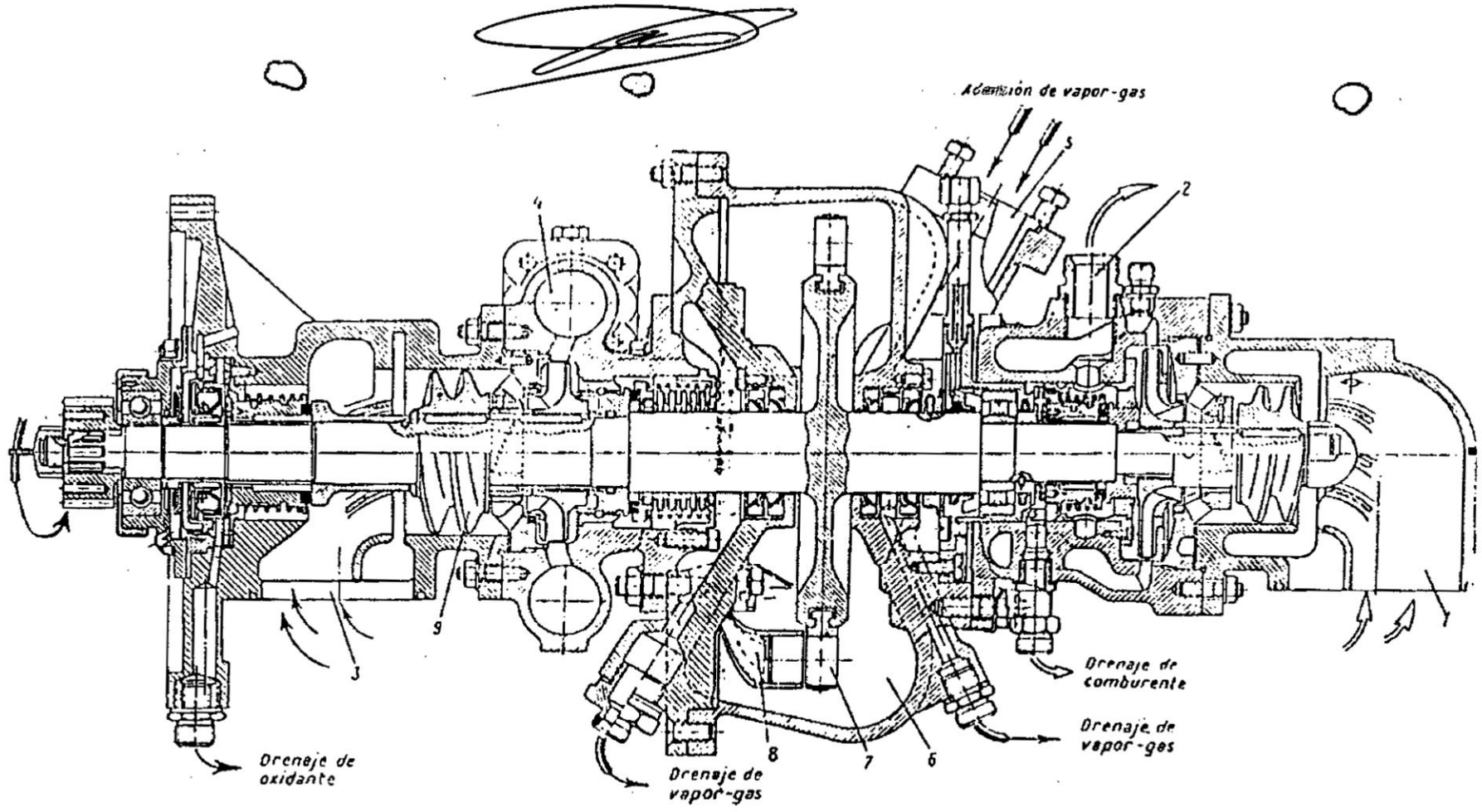


Fig. 6. Grupo turbo bomba del CL. Walter -109-509 A.
1-Entrada del comburente, 2-salida del comburente, 3-entrada del oxidante, 4-salida del oxidante, 5-entrada del vapor-gas, 6-salida del vapor-gas, 7-rodete de la turbina, 8-conducto intermedio de dirección, 9-tornillo sin fin.

Consideremos con más detalles el diseño y funcionamiento de la cámara del motor. El suministro de combustible desde el sistema de alimentación al interior de la cámara de combustión se realiza de ordinario por la parte delantera de la cámara, que se llama culata, *1* (véase fig.1), En la culata hay conductos distintos para el oxidante y comburente desde donde por medio de inyectores se suministran a la cámara de combustión los componentes del combustible.

Este se suministra a la culata a una presión lo suficientemente superior a la de la cámara para producir en los inyectores un salto que garantice una buena pulverización del oxidante y del comburente. Este salto, de ordinario, varía de 1 a 15 kg/cm^2, según el tipo de motor y su régimen de funcionamiento.

El número, situación y tipo de los inyectores se eligen mirando a conseguir un mezclado óptimo del comburente y del oxidante, para garantizar que la combustión en la cámara sea lo más completa posible.

La mezcla de combustible, que se forma al inyectar el combustible y el oxidante, se inflama por uno u otro procedimiento en la puesta en marcha del motor (por bujía eléctrica, por cartuchos o por cualquier otro sistema de encendido). Algunas veces como combustible para los CL se usan tales oxidantes y comburente, que al ponerse en contacto se auto inflaman casi instantáneamente. En estos casos el motor no posee dispositivo de encendido especial. Puede usarse también combustible auto inflamable para crear la llama de encendido o de comienzo de inflamación de los combustibles que no se auto inflaman (el así llamado encendido químico).

La inflamación segura del combustible en la cámara de un CI, es particularmente interesante. Las mezclas líquidas de oxidantes y comburentes, que se utilizan en los CI, si no son auto inflamables, son sustancias fuertemente explosivas. Por está razón, si en la puesta en marcha se produce un retraso en la inflamación del combustible, se acumula en la cámara de combustión una gran cantidad de mezcla

explosiva, la elevación de la presión en la cámara será muy brusca y podrá producirse la destrucción de la misma.

Cuando el motor ya esté funcionando no se necesita encendido el combustible nuevo que entra se inflama entonces al contacto con los productos de combustión, que se hallan en la cámara.

La temperatura de los productos de combustión en los cohetes de combustible líquido alcanza los 2000-3300°C. Esta temperatura es muy superior a la temperatura de fusión de las paredes del motor. La refrigeración de las paredes de la cámara de un CI, es por esto muy importante. La refrigeración segura es una de las condiciones principales del funcionamiento sin fallo de un cohete de combustible líquido.

Según sea la cantidad de combustible suministrado, la temperatura y el estado del gas al final de la cámara de combustión y según sea el área de la sección mínima (crítica) de la tobera, en la cámara de un cohete de combustible líquido se establece una presión, bien determinada y de ordinario bastante elevada (del orden de 20-50 kg/cm^2 y aun mayor).

La presión del gas no se conserva constante a lo largo de la cámara. Su variación se determina por la geometría de la cámara, por la forma de variar la temperatura y el estado del gas a lo largo de la cámara, así como por las pérdidas hidráulicas.

En las cámaras de combustión cilíndrica, como ya se vio en el capítulo IV, la presión disminuye algo. Sin embargo esta disminución en una cámara de combustión de CL de ordinario es muy pequeña.

De esta manera al final de la cámara de combustión el gas tiene temperatura y presión elevadas, es decir posee una reserva notable de energía.

En la tobera el gas se expansiona, es decir disminuye su presión y temperatura y aumenta su velocidad.

En la fig. 7 se dibujan las curvas típicas de la variación de los parámetros de la corriente de gas en la cámara de combustión y en la tobera de un CL.

Allí también se indica la notación adoptada en adelante para las secciones principales del motor, conservándose por conveniencia del lector la misma notación para las secciones análogas que en el flujo del gas-aire a través de un AR, a saber: 2-sección a la entrada de la cámara de combustión, 3-sección a la salida de la misma, cr sección mínima (crítica) de la tobera, t-sección de salida de la tobera, 5-sección que corresponde a la expansión completa de los gases. Además se designa con la letra c la sección en las tuberías principales de combustible la entrada de la cámara del motor.

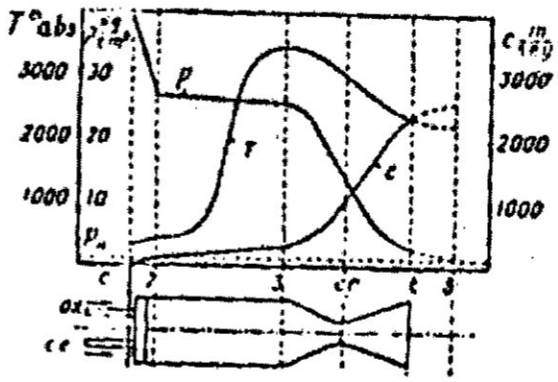


Fig.7. Variación de los parámetros del gas en la cámara de un CL.

A la salida de la tobera la velocidad de los gases alcana los 2000-2500 m/seg y aun más, la presión suele ser próximo a la atmosférica y la temperatura de 1500-2500°C. Esta velocidad de salida de los gases es mucho mayor que la velocidad del sonido a las temperaturas reinantes en la tobera. Por eso las toberas de los CL modernos son supersónicos, es decir con la parte que sigue a la sección crítica divergente.

La presión de los gases en la sección de salida de la tobera de un CL, como en cualquier tobera supersónica, puede ser muy distinta de la atmosférica. Por eso detrás de la tobera puede producirse una expansión suplementaria (o, por el contrario una compresión) del chorro de gas (véase cap. III).

Consideremos los parámetros más importantes de un CL.

El empuje de un CL es la resultante de todas las fuerzas de presión y rozamiento de los gases en las superficies exteriores e interiores del motor. Como el proceso de funcionamiento de un CL no está asociado

con la corriente exterior que baña el motor, la presión en su superficie exterior de ordinario se supone igual a la atmosférica. Entonces el empuje de un CL puede determinarse por la fórmula [1.1], la cual puede considerarse válida para todos los tipos de motores. Puesto que en los CL no hay impulso de entra, y el gasto de gas a través de la tobera es igual al gasto total de todos los componentes del combustible G_Σ, la fórmula [1.1] en este caso reviste la forma siguiente:

$$P = \frac{G_\Sigma}{g} c_t + (P_t - P_H) F_t \qquad \text{Ec. [1]}$$

En régimen de diseño de funcionamiento de la tobera, cuando $P_t=P_a=P_H$, el empuje del CL es igual a:

$$P = \frac{G_\Sigma}{g} c_5 \qquad \text{Ec. [2]}$$

El empuje de una sola cámara en los CL, ya construidos oscila entre límites amplios, desde algunas decenas de kilogramos hasta algunas decenas de toneladas.

El CL puede constar de varias cámaras del mismo o distinto tamaño. El empuje de este motor de cámara múltiple es igual a la suma de los empujes desarrollados por todas las cámaras en funcionamiento.

El empuje específico, que es el parámetro más importante del CL, es igual a la relación del empuje del motor al gasto total de los componentes de combustible:

$$P_t = \frac{P}{G_\Sigma}$$

De la fórmula [1] se deduce que:

$$P_t = \frac{c_t}{g} + (P_t - P_H)\frac{F_t}{G_\Sigma} \qquad \text{Ec. [3]}$$

y en régimen de diseño de funcionamiento de la tobera:

$$P_t = \frac{c_t}{g} \qquad \text{Ec. [4]}$$

De esta manera el empuje específico del CL es directamente proporcional a la velocidad de salida de los gases del motor. Las dimensiones del empuje específico son kg seg/kg; por esto a veces de la llama también impulso específico.

En un motor de cámara múltiple el empuje específico, que en este caso llamaremos $P_{t\Sigma}$, es igual a la relación del empuje total de todas las cámaras al gasto total de los componentes del combustible en todas ellas:

$$P_{t\Sigma} = \frac{\Sigma P}{\Sigma G_{ct} + \Sigma G_{ox\ t}}$$

En este caso en el gasto total de combustible se debería incluir también el gasto en el accionamiento de las bombas de combustible, y en el empuje total, la reacción de la corriente de gas a la salida de la turbina del GTB; pero estas correcciones como influyen poco, no suelen tenerse en cuenta.

El empuje específico de un CL está unívocamente asociado con el gasto específico de combustible de este motor, C_t. En efecto, por definición, el gasto específico de combustible es igual a la relación entre el gasto horario de combustible y el empuje del motor. Por consiguiente:

$$C_t = \frac{G_\Sigma 3600}{P} = \frac{3600}{P_t}$$

De esta manera cuanto mayor sea el empuje específico del cohete de combustible líquido, tanto menor será el gasto específico de combustible, es decir tanto será su economía. En esto consiste la diferencia principal del concepto entre el empuje específico de un cohete y el de un AR. En este último el empuje específico no está directamente asociado con la economía del motor.

El empuje específico de los CL ya construidos es del orden de

$200-250\frac{\text{kg}}{\text{kg/seg}}$, lo cual corresponde a un gasto específico de combustible $C_t = 14-18\frac{\text{kg/hora}}{\text{kg empuje}}$. En los CL que se construyen más adelante, utilizando los oxidantes y comburentes, que hay en perspectiva, el empuje específico podrá elevarse hasta 300 $\frac{\text{kg}}{\text{kg/seg}}$ y aun más, lo que corresponde a un $C_t \leq 12\frac{\text{kg/hora}}{\text{kg empuje}}$. Los valores indicados de C_t son mucho más grandes que en los aerorreactores, a las velocidades de vuelo que se consiguen en aviación, a lo cual se debe principalmente la necesidad de almacenar en los depósitos y gastar oxidante en cantidad que algunas veces puede se superior a la que se necesita de comburente. Fuera de esto el rendimiento máximo de los cohetes de combustible líquido se alcanza sólo a velocidades de vuelo muy elevadas (véase más abajo n.2).

El empuje específico, y respectivamente el gasto específico de combustible de un CL, para un tipo dado de combustible y altura de vuelo invariable, dependen principalmente de la presión en la cámara de combustión. El aumento de la presión en la cámara de combustión conduce a un aumento del grado de expansión de los gases en la tobera, de la velocidad de salida de los gases y del empuje especifico.

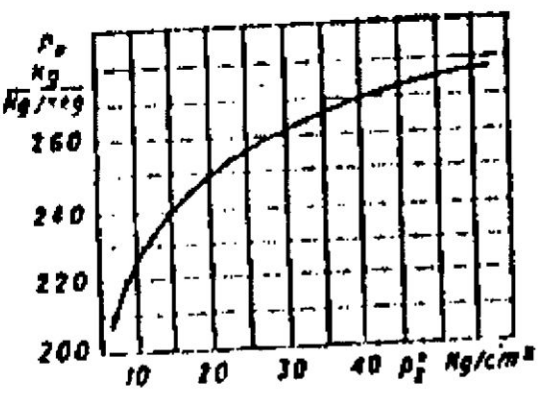


Fig.8. El empuje específico en función de la presión en la cámara, para el combustible: oxígeno líquido + alcohol etílico (95%): a=0,7; P_H – 1,0 kg/cm^2.

Además, cuando aumenta la presión, se consigue elevar más P, elevando algo la temperatura de los gases en la cámara; las causas de este fenómeno se considerarán más adelante en el n. 6. En la fig. 8 se representa la curva obtenida por vía de cálculo del empuje específico

en función de la presión en la cámara P_2, para una clase de combustible de cohete.

De esta figura se desprende que al amentar P_2 hasta 20-30*kg/cm*^{2}, el empuje específico crece muy intensamente, y después con menos intensidad. A pesar de esto, por lo que respecta a $P_{..}$ es preferible elegir una presión P_2 lo más elevada posible.

Sin embargo para elegir la presión en la cámara, es necesario tener en cuenta no sólo su influencia sobre $P_{..}$ sino también sobre el peso de la planta motriz y sobre la condiciones de refrigeración del motor. Al aumentar la presión en la cámara, aumenta correspondientemente también la presión de suministro de combustible, produciendo un aumento de peso del sistema de suministro del mismo. Aparte de esto, al aumentar P_2, aumenta la cesión de calor del gas a las paredes, y se hace más difícil la refrigeración del motor.

Por eso la presión en la cámara del *CL* casi nunca excede los 50*kg/cm*^{2}. De ordinario el límite superior de P_2 se determina atendiendo a la posibilidad de una refrigeración segura del motor y a su resistencia. Aparte de la presión en la cámara, influye también sobre el empuje específico de un *CL* la composición de la mezcla de combustible. La relación entre la cantidad de oxidante y comburente en el combustible del cohete se suele caracterizar por la relación de sus gastos en peso por segundo. Esta magnitud se denomina *coeficiente relación de los componentes del 'combustible* $x = G_{ox}/G_{ce}$.

La relación de componentes se llama teórica, cuando en la mezcla existe la cantidad de oxidante mínima necesaria para la oxidación completa del comburente. La llamaremos y_o. El coeficiente real de la relación de componentes suele ser distinto del teórico. La composición de la mezcla puede caracterizarse también por el *coeficiente de exceso de oxidante* α., que es la relación del consumo real de oxidante por *kg* de comburente al teóricamente necesario:

$$\alpha = \frac{x}{x_o}$$

Si $\alpha<1$, la mezcla tiene exceso de comburente con relación al teóricamente necesario, y, si $\alpha>1$, la mezcla tiene exceso de oxidante.

Se demuestra analítica y experimentalmente que el empuje específico máximo (con los combustibles empleados actualmente) se alcanza, cuando el motor funciona con mezclas ricas, es decir, cuando $\alpha<1$. Las causas de este fenómeno se consideran más adelante en el n.6. En la figura 9 se aduce una curva típica del empuje específico de un *CL* en función del coeficiente de exceso de oxidante α. El empuje específico máximo se alcanza en el caso en cuestión con $\alpha = 0.8$. De acuerdo con esto, la mayoría de los cohetes de combustible líquido realizados funcionan en régimen de diseño con $\alpha = 0,7 \div 0,85$.

El peso específico es también uno de los parámetros más importantes de la planta motriz. El peso especifico de una planta motriz con CL, que viene dado por la planta (incluyendo los depósitos de combustible, conductos, bombas, etc.) al empuje del motor, puede ser muy bajo, y en los motores contemporáneos es del orden de 0,02-0,06, según el tipo de motor y sus dimensiones. Ahora bien, a diferencia de cualquier tipo de aerorreactor, el peso específico del *CL* no sólo no aumenta con el ascenso a alturas mayores, sino que disminuye algo, a causa del aumento del empuje, que experimenta el motor al disminuir la presión atmosférica (véase más abajo n.8).

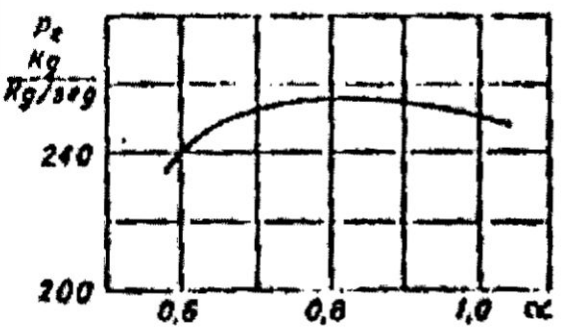


Fig.9. P, en función del coeficiente de exceso de oxidante, para una clase de combustible de cohete.

4.1.2.- RENDIMIENTO DE UN COHETE LÍQUIDO (CL).

Al igual que en los aerorreactores, si se quiere analizar la perfección con que se lleva a cabo el proceso de transformación de la energía en un *CL* real, es conveniente estudiar los rendimientos interno, propulsivo y

total. Pero téngase presente que el vuelo de un avión o de un proyectil equipado con *CL, en* el tiempo llamado activo (en que el motor está funcionando), tiene casi siempre con variación rápida (aumento) de la velocidad y de la altura. Ahora bien, al paso que varía la velocidad y la altura de vuelo, varía también continuamente el rendimiento del motor. Por eso un *CL* es costumbre distinguir los valores del rendimiento en un instante dado, con las condiciones de vuelo que existan entonces (los llamados valores instantáneos del rendimiento), de los valores integrales del rendimiento en un intervalo de tiempo o etapa de vuelo determinada.

Estudiemos primeramente los valores instantáneos del rendimiento de un cohete de combustible líquido.

El rendimiento térmico de un CL, que caracteriza al mismo como máquina térmica, se determina por la relación de la energía cinética de los productos de combustión a la salida de la tobera del motor al poder calorífico del combustible (de la mezcla combustible) [1]:

$$\eta_t = \frac{c_5^2 / 2g}{h_\alpha / A}, \qquad \textit{Ec. [5]}$$

donde h_α *Kcal/kg* = poder calorífico de la mezcla de comburente y oxidante, para un coeficiente de exceso de oxidante a dado (para más sencillez se supone aquí y más adelante que tiene lugar una expansión completa de los productos de combustión en la tobera del motor).

El valor de η_t, está inmediatamente asociado con el empuje específico del motor. De [4] y [5] se deduce que:

$$\eta_t = \frac{A\,g}{2}\frac{P_t^2}{h_\alpha},$$

o bien

$$\eta_t = 0{,}0115\frac{P_t^2}{h_\alpha}, \qquad \textit{Ec. [6]}$$

(1) Sí se desprecia, como es costumbre en todos los motores de combustión interna, la entalpía inicial del combustible

El valor de r_η depende del grado de expansión del gas en el motor, P_2^*/P_H, y de. la composición de los productos dé combustión (del exponente

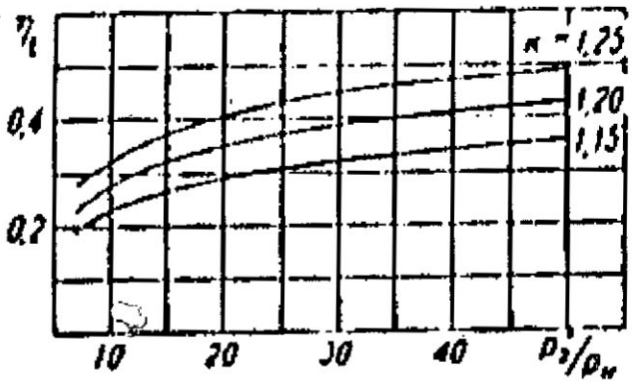


Fig.10. Rendimiento térmico de un CL, en función del grado de expansión de los gases en el motor y del exponente de la adiabática.

de la adiabática), así como del grado de perfección, con que se realizan los procesos de combustión y de expansión (de la plenitud de la combustión, pérdidas de calor en la disociación, pérdidas hidráulicas, etc.). En la figura 10 se representa r_t en función del grado de expansión de los productos de combustión y del exponente de la adiabática, despreciando la entalpía inicial del combustible y suponiendo que las pérdidas por combustión incompleta, disociación y rozamiento son del 10 %. Para grados de expansión del orden de P_2^*/P_H = *30*+ 50, el rendimiento térmico de un CL puede alcanzar un 40-45%, es decir se encuentra en un nivel bastante elevado.

El rendimiento propulsivo según se dijo en el cap. I. es igual a la relación del trabajo de empuje útil a la energía mecánica desarrollada por el motor. Puesto que esta última se invierte en parte en trabajo útil de la fuerza de empuje y en parte se pierde (se disipa en el espacio, que rodea al motor), el rendimiento propulsivo de un CL puede calcularse de la siguiente forma:

$$\eta_P = \frac{\text{Trabajo útil de empuje}}{\text{Trabajo útil de empuje} + \text{pérdidas}}$$

La pérdidas de energía mecánica, asociadas con el mecanismo de obtención de la fuerza de empuje en un CL, se reducen a que detrás del motor existe una corriente de gases, que tiene en su movimiento absoluto (con respecto a un observador terrestre) la velocidad $c_5 - c_6$. La energía cinética de este chorro igual a $(c_5 - c_6)^2/2g$ kgm/kg representa las pérdidas de energía mecánica.

Por consiguiente, como el trabajo de empuje por kg de productos de

combustión es igual a P_tC_o, el rendimiento propulsivo de un cohete se determina por la igualdad:

$$\eta_P = \frac{P_6 c_o}{P_6 c_o + \frac{(c_6 - C_o)^2}{2g}};$$

o teniendo en cuenta [4]:

$$r_{tr} = \frac{P_6 c_o}{\frac{c_o^2}{2g} + \frac{c_6^2}{2g}} \qquad \text{Ec. [7]}$$

La fórmula [7] indica que la energía mecánica disponible para la obtención del trabajo de empuje por kg de combustible o de producto de combustión está representada por la suma:

$$\frac{c_o^2}{2g} + \frac{c_6^2}{2g},$$

donde $c_o^2/2g$ = energía cinética de 1 kg de combustible, adquirida gracias a la aceleración de la aeronave, antes de iniciarse la combustión.

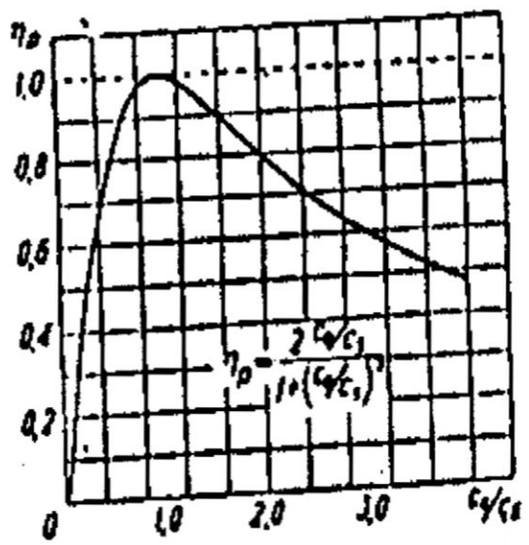


Fig. 11. Rendimientos propulsivo de un CL en función de la relación de la velocidad de vuelo a la salida de los gases.

Sustituyendo en la última expresión P_t por c_5/g, y dividiendo el numerador y denominador por $c_5^2/2g$, tendremos finalmente:

$$\eta_P = \frac{2\frac{c_o}{c_5}}{1 + \left(\frac{c_o}{c_5}\right)^2} \qquad \text{Ec [8]}$$

De esta manera, lo mismo que en los AR, η_P depende solamente de la relación de la velocidad de vuelo a la de salida de los gases del motor.

En la figura 11 puede verse la curva de η_P en función de c_o/c_5. El máximo

rendimiento propulsivo $\eta_{P,max}$ = 1,0 se alcanza para $c_o = c_5$, puesto que entonces los productos de combustión lanzados por el motor no se mueven con respecto a un sistema de coordenadas fijo con relación a la tierra, y por consiguiente no existen pérdidas de energía cinética en el chorro detrás del motor.

En los aviones equipados con CL, con velocidad de salida de los gases del orden de c_5 = 2000 + 2500 m/seg y velocidad máxima de vuelo c_o = 500 + 700 m/seg, el rendimiento propulsivo no es superior al 45-55%, pero en cohetes de largo alcance, que alcanzan en el tiempo activo de la trayectoria velocidades del orden de 2000 m/seg y aun mayores, el rendimiento propulsivo en diferentes etapas de vuelo puede acercarse al 100%.

El rendimiento total de un motor de reacción es igual a la relación del trabajo útil de empuje a la energía consumida del combustible. Además en general debe tenerse en cuenta que cada kg de combustible, que se halla en el depósito, en vuelo a velocidad c_o, posee también, aparte de la energía química expresada por su poder calorífico, la energía cinética $c_o^2/2g$.

En los AR esta energía cinética de ordinario no se tiene en cuenta en los cálculos, puesto que para el poder calorífico del combustible ordinario del orden de $H_u \approx 10000$ Kcal/kg, en su energía cinética en vuelo, por ejemplo, a velocidad correspondiente a M_o = 3 no es más que alrededor del 1% H_u. Pero en los CL, con combustibles del poder calorífico del orden de $h_u \approx 2000$ Kcal/kg (véase n.3) y a una velocidad de vuelo totalmente posible de 3000 m/seg ($M_o \approx 10$), la energía cinética del combustible es ya más del 50% de su poder calorífico.

Por consiguiente la energía total por kg de combustible en un CL es igual a:

$$h_a + A\frac{c_o^2}{2g}\ \text{kcal/kg},$$

y respectivamente el rendimiento total del motor es igual a:

$$\eta_{to} = \frac{P_t c_o}{\frac{h_a}{A} + \frac{c_o^2}{2g}} \qquad \text{Ec. [9]}$$

Utilizando las fórmulas del empuje específico [4] y del rendimiento térmico [5], no es difícil ver que:

$$\eta_{to} = \frac{2\frac{c_o}{c_5}}{\frac{1}{\eta_t} + \left(\frac{c_o}{c_5}\right)^2} \qquad \text{Ec. [10]}$$

De esta manera el rendimiento total de CL depende de la relación de la velocidad de vuelo a la de salida de los gases y del rendimiento térmico η_t, deduciéndose de las igualdades [8] y [10] que el rendimiento total es siempre menor que el propulsivo, puesto que $\eta_{11} < 1$. En la figura 12 se representa en η_{12} en función de c_o/c_5, para diversos valores del rendimiento térmico. De aquí se deduce que el máximo de η_{10} se alcanza a una velocidad de vuelo

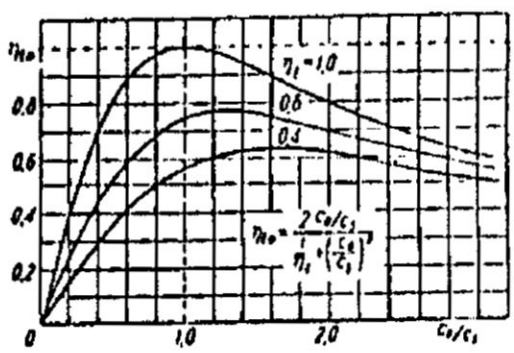


Fig. 12. Rendimiento total de un CL en función del rendimiento interno y de la relación de la velocidad de vuelo a la de salida de los gases

superior a la de salida de los gases, y tanto mayor cuanto menor es η_t.

Puede demostrarse que el máximo de η_{to} se alcanza a una velocidad de vuelo, que corresponde a la condición $c_5/c_o = \sqrt{\eta_t}$, siendo el rendimiento total máximo igual a $(\eta_{10})_{max} = \sqrt{\eta_t}$ es decir, el rendimiento total puede ser muy superior al térmico.

Este resultado a primera vista paradójico se explica por las causas siguientes. De las fórmulas del rendimiento propulsivo [7] y del rendimiento térmico [5] puede deducirse la expresión siguiente para el trabajo de empuje:

de a trayectoria de vu

S = camino recorrido por

$$P c_o = \left(\frac{c_5^2}{2g} - \frac{c_o^2}{2g}\right) \eta_P = \frac{h_a}{} \eta_t \eta_{tP} + \frac{c_o^2}{2g} \eta_P$$

Puesto que este trabajo útil se realiza en el motor a expensas de la

En esta expresión puede verse que la energía química del combustible se transforma en trabajo de empuje con rendimiento $\eta_t \eta_P$, mientras que la energía cinética de combustible con rendimiento η_{tP}, es decir, con rendimiento más elevado. Cuando la velocidad de vuelo es tal que la energía cinética del combustible es mucho menor que su poder calorífico, el papel del último término es pequeño, y el rendimiento térmico es prácticamente igual al producto de los rendimientos (propulsivo y térmico. Pero al aumentar la velocidad de vuelo el papel que desempeña la energía cinética del combustible es más importante, y el valor instantáneo del rendimiento total del motor es mayor que el producto $\eta_t \eta_P$, acercándose para $c_o >> c_5$ al valor del rendimiento propulsivo.

Muchas veces el CL comienza a funcionar cuando el proyectil está fijo al iniciarse el vuelo, o cuando la velocidad de vuelo es pequeña, y solamente al cabo de algún tiempo alcanza las velocidades, para las que su rendimiento total es elevado. Entonces puede lograrse una valoración más exacta de la perfección con que se transforma la energía en el motor instalado en un tiro u otro de aeronave atendiendo al rendimiento integral en una etapa determinada de vuelo.

Si, por ejemplo, al comienzo de la etapa considerada la aeronave equipada con CL se halla en tierra ($H = 0$, $c_o = 0$) y tiene una masa inicial M_{max} y al fin de la etapa adquiere una altura H y una velocidad c_o, habiendo disminuido su masa a causa del combustible gastado, hasta el valor $M = M_{inic} - \Delta M$, el efecto útil del trabajo del motor en toda la etapa puede expresarse (sin tener en cuenta la posible variación de la aceleración de la fuerza de arrastre) por la suma:

Fig. 13. Rendimiento total integral de la velocidad de vuelo, para un cohete que vuela en un medio, sin gravedad ni rozamiento, con velocidad inicial nula.

$$M\frac{c_o^2}{2} + M g H + \int_0^S X \, dS$$

donde

η_t = rendimiento térmico del motor

X = fuerza de rozamiento de la aeronave en el punto que se considere

Finalmente advertamos que, a diferencia de los aerorreactores, los CL,

cuya deducción basada en la ecuación de Ciolkovski no se aduce en este lugar. En la figura 13 se representa el total integral calculado por la ecuación [12] en función de c_o/c_5 y

De este modo puede aumentar el empuje específico o bien aumentando el poder calorífico de la mezcla combustible h_a, o bien mejorando el rendimiento térmico del motor. Como ya se dijo anteriormente, dado un nivel determinado de pérdidas. el rendimiento térmico del motor depende del grado de expansión de los gases y del exponente de la adiabática de los productos de combustión (véase fig. 10). Puesto que la elección del grado de expansión (de la presión en la cámara) no depende solamente de las propiedades del combustible, la comparación de los diferentes combustibles, atendiendo al empuje específico por ellos desarrollado, se hace comúnmente para valores idénticos de P_2^* y P_H. Ahora bien, el empuje específico del motor depende principalmente del poder calorífico del combustible y de la composición de los productos de combustión, que determina el valor del exponente de la adiabática *k* y el nivel de las pérdidas, el cual está relacionado con la disociación de los gases a elevadas temperaturas. El aumento de *k*, como se desprende de la figura 10, es un medio eficaz para elevar el rendimiento térmico del motor; por eso es preferible que los productos de combustión contengan mayor número de gases con menor cantidad de átomos en las moléculas.

2. El mayor peso específico de combustible posible, γ_r kg/l. Siendo iguales las restantes condiciones, el combustible cuyo peso específico sea mayor exigirá para su almacenamiento menor volumen de depósito o dado un volumen de depósito garantizará mayor radio de acción y mayor duración de vuelo. La influencia del peso específico de combustible sobre el radio de acción o las otras características del avión (cohete) pueden valorarse en cada caso mediante los cálculos correspondientes. La valoración aproximada de la influencia del peso específico puede conseguirse calculando el poder calorífico por unidad de volumen de combustible.

3. Constante de gas suficientemente elevada. Dado un poder calorífico de combustible determinado, cuando más elevada sea la constante de gas, tanto más baja será la temperatura de combustión, y respectivamente tanto más fácil será resolver el problema de la refrigeración de la cámara de combustión y de la tobera. A esto se añade que la disminución de la

temperatura de combustión reduce las pérdidas de calor por disociación.

4. Posibilidad de utilizar los componentes del combustible para refrigerar la cámara del motor. El incumplimiento de las exigencias de los números 3 y 4 puede hacer imposible o complicar notablemente el diseño de un motor de funcionamiento seguro.

Además de todo esto, los componentes del combustible de los CL deben tener cualidades satisfactorias no sólo desde el punto de vista de la garantía que un proceso normal de trabajo del motor (inflamabilidad, velocidad de combustión, viscosidad, calor que vaporización, etc.), sino también desde el punto de vista de su fabricación, conservación y utilización.

Los combustibles que se han propuesto para su aplicación en los CL pueden dividirse, atendiendo a su composición y estado, en tres grupos:

a) Combustibles que constan de un solo componente líquido;
b) Combustibles que constan de un componente líquido y uno sólido;
c) Combustibles que constan de dos (y algunas veces de más de dos) componentes líquidos.

Los combustibles que constan de un solo componente líquido se llaman *combustibles unitarios.* El combustible unitario de los CL es un líquido homogéneo (mezcla o composición química), que contiene en su composición oxidante y por eso no se necesita suministro de oxidan te de otro lugar.

La ventaja evidente de los combustibles unitarios es la notable simplificación de construcción del motor y particularmente de su sistema de alimentación. Añádase a esto la posibilidad de garantizar la combustión prácticamente completa de este combustible.

La desventaja de los combustibles unitarios es que suelen tener un poder calorífico bajo, aparte del peligro de que penetre la combustión desde la cámara a los depósitos de combustible.

En la actualidad se conocen varios combustibles unitarios, por ejemplo, nitrato de metilo CH_3NO_2 mezclado con alcohol metílico, nitrometano CH_3NO_3, etc. Sin embargo estos combustibles hasta el presente no se han utilizado en la práctica, a causa de su peligro de explosión. En la bibliografía extranjera se encuentran informes sobre la aplicación de combustibles unitarios a base de

nitrato de isopropilo $C_3H_2ONO_2$.

Entre los combustibles unitarios deben citarse también las sustancias que desprenden una cantidad notable de calor y de productos gaseosos en su descomposición, o en el tránsito de un estado a otro, producido mediante catalizadores o por cualquier otro medio.

Un ejemplo de ésta clase de combustibles es el peróxido de hidrógeno concentrado, que se utiliza como combustible en los cohetes de arranque, o como combustible auxiliar en el accionamiento, de las bombas de combustible de los CL.

Los combustibles, que constan de un componente sólidos y de otro líquido (combustibles en estado de agregación de mezcla) permiten, conservando algunas de las ventajas de los combustibles unitarios, evitar algunas de sus principales desventajas. Para esto, un componente (por ejemplo el comburente) se introducen la cámara de combustión del motor en forma de cartuchos sólidos, y el otro componente (el oxidante) se introduce en la cámara a través de un conducto desde el depósito. De este modo puede conseguirse un gran almacenamiento de combustible con dimensiones de la cámara de combustión relativamente pequeñas. Sin embargo el almacenamiento total del combustible viene limitado por completo por el almacenamiento del componente sólido en la cámara, por lo cual el tiempo de funcionamiento de un motor de este tipo es bastante. reducido.

En la inmensa mayoría de los cohetes de combustible liquido, se utilizan combustibles que constan de dos componentes líquidos: oxidante y comburente. Ambos componentes se suministran él la cámara del motor separadamente y se mezclan en la cámara de combustión misma o en los inyectores.

Como ya se ha dicho, los combustibles de los cohetes, atendiendo al carácter de la reacción química de los componentes al combinarse pueden dividirse en autoinflamables y no autoinflamables.

Se llaman autoinflamables los combustibles cuyos componentes al ser inyectados en la cámara de combustión se inflaman, en virtud de la reacción química, que tiene lugar unas centésimas de segundo después del contacto

mutuo, y no requieren ningún sistema de encendido suplementario.

Los componentes de los combustibles no autoinflamables al ponerse en contacto no se inflaman, o tardan mucho en inflamarse, por lo cual exigen una fuente de encendido extraña.

La utilización de combustible autoinflamables permite diseñar un motor más sencillo y hasta cierto punto aumentar la seguridad de su funcionamiento. Sin embargo el utilizar únicamente estos como combustibles significaría desechar una serie de componentes de combustibles con otras cualidades positivas. En la práctica se utilizan no sólo los combustibles autoinflamables, sino también los no autoinflamables de dos componentes.

Las particularidades de uno o de otro combustible de cohete vienen determinadas ante todo por el oxidante que entra en su composición. Los principales oxidantes, que se han utilizado en la práctica en práctica en los CL, son el oxígeno líquido, el ácido nítrico y el peróxido de hidrógeno.

En la tabla 1 se han reunido los datos comparativos de algunos combustibles, en que entran los oxidantes indicados.

OXÍGENO LÍQUIDO O_2. El oxígeno líquido es el más ventajoso de los oxidantes indicados, puesto que no contiene ninguna impureza ni materia inerte.

La temperatura de ebullición del oxígeno líquido a la presión atmosférica es igual a -182,95°C: la temperatura de solidificación es igual a -218,4°C; el peso específico del oxígeno líquido a la temperatura de ebullición γ es 1,14 kg/l.

En condiciones ordinarias de conservación, el oxígeno líquido siempre contiene una gran cantidad de burbujas de oxígeno gaseoso (ebullición), a causa de lo cual su peso específico resulta más bajo que el indicado.

Los metales ferrosos, la resina y una serie de materiales al enfriarse antes de llegar a la temperatura del oxígeno líquido se tornan frágiles, no pudiendo por esta razón ser utilizados como materiales de construcción. Los metales no ferrosos (cobre, aluminio, plomo) y los aceros austeníticos al cromo-níquel conservan plenamente sus cualidades mecánicas.

La idea de aplicar el oxígeno líquido como oxidante en los CL es debida

a K, E. Ciolkovshi. Los primeros cohetes de la U.R.S.S., que utilizaron oxígeno liquido fueron construidos en el año 1932 por F. A. Cander y V. T. Gluski. El oxígeno líquido es muy barato, no tóxico, no causa quemaduras por congelación en el cuerpo humano, si el contacto es breve, gracias a que se forma una capa protectora gaseosa. Si no entra en contacto con sustancias orgánicas es plenamente estable. El oxígeno en contacto con aceite, suciedad, madera, etc., forma mezclas fuertemente explosivos; por eso todos los recipientes, conductos y piezas en contacto con el oxígeno líquido deben estar desengrasadas y conservarse limpias. La principal dificultad en la utilización del oxígeno líquido proviene de las perdidas inevitables por evaporación. Para reducir estas pérdidas debe conservarse y transportarse el oxígeno líquido en recipientes especiales cuidadosamente caloríficos. Las pérdidas relativas de oxígeno por evaporización serán tanto menores cuanto mayor sea el volumen del recipiente.

El uso del oxígeno líquido como refrigerante de la cámara de combustión y de la tobera del motor en principio es posible, pero en la práctica surgen las conocidas dificultades, debidas a la facilidad con que se forman entaponamientos gaseosos en el sistema de refrigeración y a falta de un estudio suficiente de la transmisión de calor en estas condiciones. Por este motivo los motores que funcionan con oxígeno líquido se refrigeran con el comburente.

Los combustibles en cuya constitución entra como elemento base el oxígeno líquido tienen un poder calorífico más elevado que los restantes combustibles de la tabla 1.

El combustible, que consta de oxígeno líquido *y* keroseno (o de otro hidrocarburo), tiene un poder calorífico de unas 2300 Kcal/kg. Con él puede garantizarse un empujo especifico de más de 250 $\frac{\text{kg}}{\text{kg/seg}}$; pero en la combustión su temperatura se eleva mucho (hasta 3600-3700 abs*)*. Por eso las dificultades principales de este combustible se deben al problema de garantizar una refrigeración segura del motor. El combustible, que consta de oxígeno líquido y de alcohol, proporcionando un empuje específico algo

menor, en la combustión eleva su temperatura mucho menos. En este caso el problema de refrigeración del motor también se facilita porque la cantidad de comburente por kg de combustible es mucho mayor que en el caso de la mezcla con keroseno (a causa de que X_o es menor). El alcohol industrial o técnico suele tener una concentración de cerca del 95% (rectificado), es decir contiene un 5% de agua. En ciertas ocasiones, para facilitar aun más el problema de la refrigeración del motor, se utiliza como comburente alcohol poco concentrado (hasta un 75 %).

ACIDO NÍTRICO, HNO_2. El ácido nítrico tiene en su composición un 76,2% de oxígeno (en peso) y es por consiguiente un oxidante bastante enérgico. Sus cualidades positivas son: peso especifico elevado, γ_{pr} = 1.52 kg/l y conservación de su estado líquido en un campo relativamente grande de temperaturas. El ácido nítrico puro se solidifica a - 41,2°C *y* entra en ebullición a + 86° C (a la presión normal).

El ácido nítrico es uno de los principales productos de la química moderna. El ácido nítrico industrial tiene una concentración del 96.98% (peso específico 1,49-50) y contiene algo de anhídrido nítrico. El ácido nítrico concentrado y sobre todo el diluido, destruye la mayor parte de los materiales. Por esta razón el recipiente, depósitos, conductos y piezas que han de estar en contacto con ácido nítrico o con sus vapores deben fabricarse con materiales especiales. Entre ellos figuran el aluminio y algunas de sus aleaciones, los aceros inoxidables, los plásticos resistentes al ácido, etc.

En el aire el ácido nítrico concentrado se evapora desprendiendo anhídrido nítrico. Los vapores de ácido nítrico son muy dañinos al organismo del hombre. El ácido nítrico líquido, al caer sobre la piel, produce fuertes quemaduras que tardan mucho en curarse. Por eso para manejarlo se requiere trajes especiales, gafas protectoras y si las concentraciones de vapor de ácido son grandes, máscaras de gas.

La primera propuesta de utilizar ácido nítrico como oxidante en los CL fue hecha en la U.R.S.S. por V.T. Gruski en el año 1930. El también desarrollo y logró los primeros motores que funcionaron con este oxidante.

Siendo un buen refrigerante de las paredes de la cámara de combustión

y poseyendo, no obstante los inconvenientes indicados, una serie de cualidades positivas, el ácido nítrico se ha utilizado mucho en la técnica de cohetes, y se ha empleado como oxidante en muchos motores.

Como ejemplo de combustión de cohete a base de ácido nítrico puede servir la combinación de ácido nítrico + keroseno, cuyas características se aducen en la tabla 1.

Gracias a su actividad química el ácido nítrico entra fácilmente en reacción tumultuosa con diversas sustancias orgánicas. Este es el fundamento de que a base de ácido nítrico se hayan creado una serie de combustibles de cohete autoinflamantes. En la tabla 1 también se aducen ejemplos de estos combustibles. Para que el motor no falle en la puesta en marcha es necesario que el tiempo que media entre el instante, en que se ponen en contacto los componentes en la cámara de combustión y el instante de su auotoinflamación (retardo de inflamación) no exceda 0,02-0,03 seg. Por esta razón los combustibles autoinflamables contienen frecuentemente, aparte de los componentes indicados en la tabla 1, aditivos de diversa índole en el oxidante y en el comburente, que disminuyen el retardo de la inflamación.

PEROXIDO DE HIDRÓGENO H_2O_2. El peróxido de hidrógeno sin agua es un líquido que, en capas espesas, tiene el aspecto de jarabe transparente con tinte azul verdoso.

Su peso específico a 18°C es igual a γ_{or} = 1,445 kg 1. La temperatura de solidificación del peróxido de hidrógeno puro es -0,89° C. La temperatura de ebullición, a 72,3 mm col. merc. de presión es + 90,3°C; a la presión normal no es posible determinar la temperatura de ebullición, puesto que, cuando se calienta por encima de 100°C, el peróxido se descomponerse tumultuosamente en agua y oxígeno, mucho antes de que se alcance el punto de ebullición.

TABLA 1

Datos de cálculo de algunos combustibles de cohete de combustible líquido

Oxidante	Comburente	Peso específico del oxidante, kg/t.	Peso específico del oxidante, kg/t.	Coeficiente de relación de componente r_o	Peso específico del combustible, kg/l.	Poder calorífico del combustible h kcal/kg.	Poder calorífico por unidad de volumen de combustible, kcal/l.	Temperatura de combustión, a 20 días, t° °C.	Empuje específico a 20 días de presión en la cámara y salida de gases sin pérdidas a un medio de 1 día de presión, P kg seg/kg	Observaciones
Oxígeno líquido O_2	Keroseno	1,12	0,82	3,38	1,035	2280	2360	3200	255	--
Oxígeno líquido O_2	Alcohol etílico C_2H_3OH-95% Agua -5%	1,12	0,804	1,98	0,99	1960	1940	2900	240	--
Ácido nítrico HNO_2	Keroseno	1,52	0,82	5,35	1,34	1440	1930	2700	220	--
Ácido nítrico HNO_2 -98% Agua -2%	Dimetil –fenil-amina $(CH_3)_2C_5H_3NH_2$-50% Trietilamina $(C_2H_3)_2N$-50%	1,51	0,85	4,8	1,33	1360	1810	2700	213	Combustible

Ácido nítrico HNO_3 - 35% Ácido nítrico NO_3 -15%	Anilina $C_6H_5NH_3$	1,52	1,03	4,2	1,39	1370	1900	2800	215	Autoinflamable
Peróxido de hidrógeno H_2O_2-87% Agua -13%	Alcohol metílico CH_2OH-57% Hidrato de hidracina $N_2H_4H_2O$-30% Agua-13%	1,38	0,93	2,55	1,21	1040	1260	2100	210	
Peróxido de hidrógeno H_2O_2-90 Agua -10	--	--	--	--	1,39	280	390	740	135	Combustibles unitarios
Peróxido de hidrógeno H_2O_2-80% Agua -20%	--	--	--	--	1,34	182	244	490	115	

NOTAS: 1. En la tabla se aducen los valores aproximados de la temperatura de combustión y del empuje específico.

2. Para el peróxido de hidrógeno en la columna "Poder calorífico del combustible" se indica el calor de reacción de la descomposición de un peróxido de concentración dada, sin condensación de vapores de agua en los productos de la descomposición. En la columna "Temperatura de combustión" , respectivamente se indica la temperatura de los productos de la descomposición del peróxido.

La obtención y conservación del peróxido de hidrógeno puro (sin agua) presenta muchas dificultades. Por esto el peróxido empleado en la técnica de los cohetes suele tener una concentración entre el 80-90%. Con todo el peróxido de hidrógeno en esta concentración es poco estable y fácilmente se descompone por la luz, calentamiento, suciedad, contacto con una serie de metales, etc.

Por esta razón sólo puede fabricarse y usarse el peróxido de hidrógeno concentrado cuando se observa estrictísima limpieza y cuidadosa selección de los materiales constructivos con la introducción obligada de diversos estabilizadores químicos, que impiden o retardan la descomposición del peróxido (por ejemplo el ácido ortofosfórico y sus sales).

Como material para la construcción de los depósitos, conductos y otras piezas, que hayan de ir en contacto con el peróxido, son útiles algunas clases de acero inoxidable, aleaciones de aluminio, que no contengan cobre y especialmente aluminio puro.

Los vapores del peróxido de hidrógeno de poco agua no son dañinos al organismo humano, pero si cae peróxido en la piel pueden producirse quemaduras, si cae en los ojos puede sobrevivir la ceguera. Si el peróxido concentrado cae sobre madera, trapos y vestidos sucios, pueden estos inflamarse; por esta razón para trabajar con peróxido es obligado el uso de gafas protectoras y traje apropiado.

La causal suciedad del peróxido de hidrógeno puede provocar su descomposición tumultuosa con abundante desprendimiento de oxígeno. Por eso las cisternas, depósitos y otros recipientes destinados al peróxido deben, antes de usarse, desengrasarse y lavarse con cuidado, y han de tener un drenaje seguro a la atmósfera, para escape libre de grandes cantidades de oxígeno gaseoso; en caso contrario puede elevarse rápidamente la presión en el interior del recipiente y sobrevenir la explosión. El mejor remedio contra la descomposición iniciada del peróxido y contra las quemaduras que ocasiona al caer sobre la piel, etc., es el agua (en gran cantidad).

El peróxido de hidrógeno al descomponerse según la reacción:

$$2H_2O_2 \rightarrow 2H_2O + O_2$$

sólo desprende un 47% de oxígeno (en peso), es decir, menos que el ácido nítrico. Pero el peróxido, al decomponerse, desprende gran cantidad de calor (690 Kcal/kg), lo cual compensa en parte el poco oxígeno desprendido. Por esto, los combustibles a base de peróxido de hidrógeno tienen un poder calorífico bastante elevado, y al mismo tiempo aventajan a los otros combustibles en su baja temperatura de combustión (véase tabla 1).

Fig. 14. Cámara de un CL Walter 109-500.

1-Entrada del peróxido, 2-entrada del catalizador, 3-cámara de mezcla del peróxido y del catalizador, 4-tobera

Aun así el poder calorífico de los combustibles a base de peróxido de hidrógeno con poca agua es menor que el de los otros oxidantes; por esta razón en la práctica sólo será conveniente utilizar el peróxido cuando la disminución del poder calorífico, y respectivamente la del empuje específico del motor, juegan un papel secundario, en comparación con otras propiedades del combustible.

El peróxido de hidrógeno, gracias a que al descomponerse desprende una gran cantidad de calor puede usarse como fuente de vapor-gas para la turbina de un GTB y; como combustible unitario. En este último caso, como la temperatura de los productos de descomposición no es muy elevada, puede lograrse un motor con cámara de construcción muy sencilla sin refrigeración de ninguna clase (fig., 14).

Las propiedades del peróxido de hidrógeno como combustible

unitario dependen en gran manera de su concentración. En la tabla 1 se encuentran las propiedades de un peróxido de 80 y 90% de concentración. La figura 15 representa el poder calorífico de trabajo (1) y la temperatura de los productos de descomposición del peróxido en función de su concentración.

En la figura 16 se muestra la influencia de la concentración del peróxido sobre su peso específico (a 20°C) y su temperatura de solidificación. El peróxido de hidrógeno de poco agua es muy propenso a la sobrefusión y por esta razón prácticamente siempre se solidifica a temperaturas menor que la indicada en la figura 16.

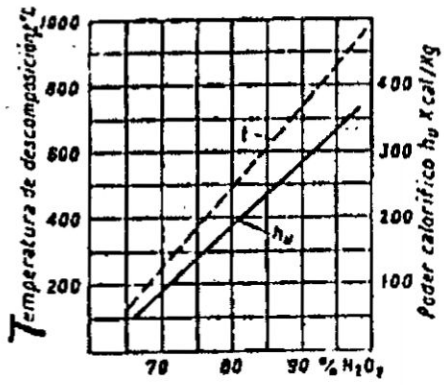


Fig.15 Temperatura de descomposición y poder calorífico del peróxido de hidrógeno en función de la concentración.

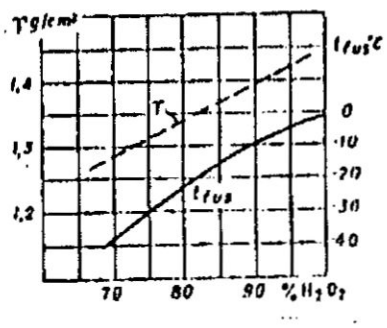


Fig.16 Peso específico y temperatura de fusión (solidificación) del peróxido de hidrógeno en función de la concentración.

Pero no por eso se han de dejar de aplicar, al utilizar el peróxido concentrado, medidas especiales, que impidan su solidificación en condiciones invernales.

La descomposición espontánea del peróxido es bastante rápida solamente cuando se le calienta fuertemente.

Véase nota a la tabla 1.

Por esta razón para descomponer el peróxido, empleando como combustible unitario, se utilizan diversos catalizadores sólidos o líquidos, que aceleran su descomposición a temperaturas bajas hasta hacerla casi espontánea (por ejemplo, la pirolusita $MnO_2.H_2O_1$ la solución acuosa de permanganato cálcico $Ca(MnO_1)_2$, etc.

En el motor, cuya cámara se representa en la fig. 14, se utilizó un catalizador líquido.

OTROS OXIDANTES Y COMBURENTES. Los combustibles considerados, más arriba tienen un poder calorífico hasta de 2300 Kcal/kg. Uno de los caminos prometedores para mejorar los parámetros específicos de un CL es el uso de combustible con poder calorífico elevado.

Pueden conseguirse mayores poderes caloríficos de los combustibles de cohetes lo mismo mejorando los combustibles ya existentes que utilizando nuevos oxidantes y comburente.

EL OZONO LÍQUIDO O_3, aventaja al oxígeno como oxidante en que tiene un peso específico mayor (γ_{ox} = 1,46 kg l a la tempera de ebullición) y además, al descomponerse según la reacción $2O_3 \rightarrow 3O_2$, desarrolla mucho calor (718 Kcal/kg). A su vez el poder específico del combustible, que consta, por ejemplo, de ozono líquido y tolueno, es de 2800 Kcal kg, es decir mucho mayor que el del tolueno y oxígeno (unas 2300 Kcal kg). El ozono presenta el inconveniente de tender a la descomposición espontánea con explosión.

Este peligro de explosión puede disminuirse mezclándolo con oxígeno líquido. En la figura 17 se ve la influencia de la concentración de ozono en el oxidante sobre el poder calorífico de un combustible, que consta de oxígeno líquido y tolueno.

EL TETRANITROMETANO, C (NO), aventaja como oxidante al ácido nítrico, por su peso específico muy elevado, γ_{ox} = 1,65 kg/l, así como por su elevado poder calorífico como combustible, que consta de tetranitrometano y keroseno, es igual a 1700 Kcal/kg (en vez de 1450 Kcal/kg que tendría el ácido nítrico). La elevada temperatura de

solidificación del tetranitrometano puro (13,8°C) puede rebajarse diluyendo en él anhídrido nítrico.

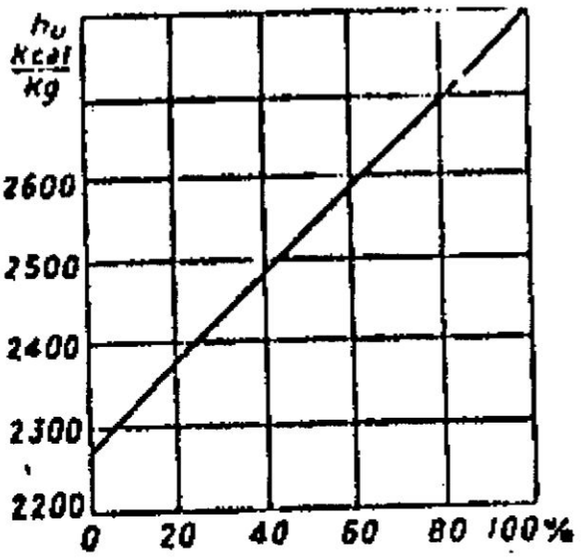


Fig. 17. Influencia de la concentración de ozono en oxígeno líquido sobre el poder calorífico de un combustible, que consta de oxígeno líquido y tolueno.

EL TETRÓXIDO DE NITRÓGENO, N_2O_4, puede utilizarse en mezcla con tetranitrometano o con ácido nítrico. La mezcla de N_2O_4 con ácido nítrico tiene peso específico elevado (hasta 1,63 kg l) y, como combustible, puede proporcionar un poder calorífico 9% mayor que el ácido nítrico puro.

EL HIDRÓGENO LÍQUIDO H_2, es uno de los comburentes de mayor poder calorífico. El combustible, que consta de hidrógeno líquido y oxígeno líquido, tiene un poder calorífico de 3120 Kcal/kg, y la mismo tiempo la elevación de la temperatura en la combustión es relativamente pequeña gracias al valor elevado de la constante de gas de los productos de combustión. En su combustión con oxígeno, ácido nítrico, etc., el hidrógeno líquido puede desarrollar un $P_4 > 300$ kg seg/kg. El hidrógeno líquido presenta, entre otros inconvenientes grandes de servicio, el de tener un peso específico bajo, igual a $\gamma_{co} = 0,0709$ kg/l.

COMBURENTES METÁLICOS. La combustión en oxígeno o flúor de algunos metales (magnesio, aluminio, litio, boro, etc...) o de sus combinaciones puede desarrollar mucho calor (del orden de 3500-4000 Kcal/kg).

Así por ejemplo B_5H_9 en su combustión en oxígeno líquido desprende más de 3500 Kcal por kg de combustible.

La combustión en la cámara del cohete de metales o combinaciones

metálicas en suspensión en un comburente hidrocarburo ordinario, es otra combinación posible.

NITROGÉNO E HIDRÓGENO ATÓMICOS. La reacción química conocida de mayor efecto térmico es la reacción de recomendación de los átomos de algunos elementos en moléculas. Así el nitrógeno cuando se recombina, según la reacción $N + N = N_2$, desprende 9200 Kcal/kg. El efecto térmico de la reacción de recombinación del hidrógeno atómico, que se utiliza en la técnica de la soldadura con hidrógeno atómico, es un mayor:

$$H + H = H_2 + 50400 \text{ Kcal/kg.}$$

La utilización aun de una pequeña parte del efecto térmico de estas reacciones en los cohetes de combustible líquido permitiría elevar notablemente sus parámetros específicos.

Desgraciadamente aún no se ha encontrado el método de conservar por mucho tiempo los elementos atómicos en estado libre.

La fuente de energía más potente conocida es la energía interno-nuclear, 1 gramo de uranio, en cuanto a su contenido de energía, es equivalente a 8500 t de un combustible a base de alcohol y de oxígeno líquido. En principio puede utilizarse en los cohetes la energía misma de la descomposición controlada, o lo que es más probable podrá utilizarse la energía térmica de las reacciones nucleares para calentar un refrigerante (por ejemplo agua o hidrógeno líquido), para obtener hidrógeno atómico, etc. No obstante, para utilizar eficientemente la energía nuclear en los CL, es siempre indispensable poder trabajar a temperaturas mucho más elevadas que las que se alcanzan con los combustibles ordinarios.

Por esta razón la aplicación de la energía nuclear a los CL, exigen contar con un sistema de refrigeración mucho más eficiente y poder utilizar materiales más resistentes al calor.

4.1.4. CAMARAS DE COMBUSTIÓN DE LOS CL

La cámara de combustión es uno de los órganos principales de trabajo de un cohete de combustible líquido. La perfección de los procesos que se desarrollan en la cámara de combustión ejerce una influencia decisiva sobre las características de empuje sobre la economía del motor.

La combustión en la cámara de un CL es un complejo complicado de procesos hidrodinámicos, físicos y químicos, que ocurren simultáneamente. Aquí el estado del fluido agente en las diferentes partes de la cámara presenta diferencias pronunciadas, lo cual se ilustra en la figura 18, donde puede verse la forma como varía la temperatura media (de cada sección) en la cámara de un CL.

Para analizar el proceso de combustión en la cámara de combustión de un CL suele considerarse éste compuesto de una serie de procesos diversos que ocurren sucesivamente, aunque esta distinción es a fin de cuentas muy convencional.

Los componentes del combustible (oxidante y comburente) se suministran por medio de los inyectores al interior de la cámara de combustión. El movimiento del combustible, desde el inyector hasta el fondo de la cámara, lleva consigo un movimiento contrario, en dirección a la culata, de los productos que se hallan en la cámara de combustión. Gracias a la transmisión intensa del calor, que comunican los productos de combustión, las gotas de combustión se evaporan rápidamente.

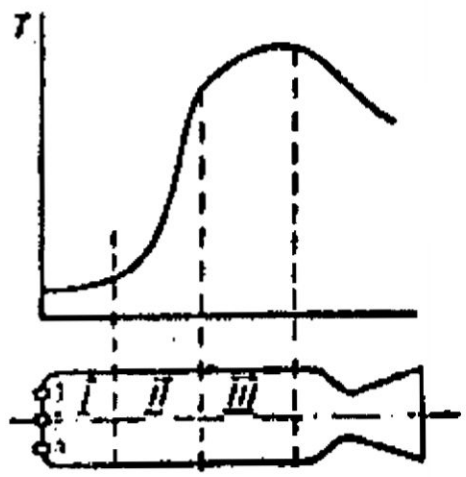


Fig. 18. Variación de la temperatura del gas en la cámara de un CL

Simultáneamente tiene lugar en fase líquida y gaseosa el proceso

de mezcla de oxidante y comburente, no sólo gracias a la difusión, sino también y principalmente gracias a la mezcla mecánica intensa de toda la corriente, a causa de su turbulencia.

En las zonas de mezcla de comburente con el oxidante, que se forman, comienzan (sobre todo en la fase gaseosa) la reacción química de combinación, que acelera el calentamiento del combustible.

A medida que aumenta la temperatura, se acelera el proceso de interacción química de oxidante y comburente, hasta que finalmente, a una cierta temperatura, la reacción lenta del oxidante se convierte en reacción rápida de combustión, acompañada de desprendimiento de calor en gran cantidad y de la aparición de la llama.

De esta manera en la cámara se puede distinguir la zona inicial –I (véase fig. 18), que corresponde a una sucesión de diversos procesos preliminares a la aparición de la llama, que se caracterizan porque en ellos la variación inicial de la temperatura media es insignificante.

En la zona siguiente de la cámara (zona II en la fig. 18) la temperatura se eleva bruscamente, debido a un desprendimiento grande de calor, efecto de la combinación de oxidante y comburente o de los productos de sus descomposición, que se forman en la zona de los procesos preliminares. Ahora bien la combustión aparece inicialmente allí donde la composición de la mezcla caótica de oxidante y comburente es la más favorable, pero al subir más la temperatura se extiende también a la región en que la relación de componentes es menos favorable.

La reacción química de combustión propiamente tal en los cohetes de combustible líquido tiene lugar con extremada rapidez.

Como enseña la Termodinámica Técnica, la variación de concentración c de uno cualquiera de los cuerpos que intervienen en una reacción química, en el transcurso de la misma, puede escribirse así:

$$\frac{dc}{d\tau} = Kc^m$$

donde τ = tiempo, y K y m = constantes, llevando K el nombre de constante de velocidad de la relación considerada, y el exponente m corrientemente el de orden de la reacción. La constante de velocidad es función de la temperatura. En la mayoría de las reacciones K crece muy rápidamente al aumentar la temperatura.

A título de ejemplo, en la fig. 19 se aducen las constantes de velocidad en función de la temperatura de la reacción $H_2 + I_2 \rightarrow 2HI$. Como se ve en esta curva, al aumentar la temperatura de 500 a 750° abs. la velocidad de reacción se hace 10000 veces mayor.

Por esto, a medida que se eleva la temperatura a lo largo de la cámara de combustión, las reacciones de combinación de comburente con oxidante se aceleran grandemente, y al terminar la zona segunda la velocidad de combinación es enorme. A consecuencia de esto, aquella parte de combustible que en el instante en que comenzaba la combustión formada una mezcla combustible de composición más o menos favorable a la combustión reaccionará rápidamente, y producirá un aumento grande de temperatura. En las etapas sucesivas del proceso tendrá lugar la mezcla ulterior de los componentes que no han reaccionado y la combustión de la mezcla formada. Pero ahora la velocidad de combustión vendrá determinada no ya por la velocidad de la reacción química, que a causa de las temperaturas elevadas prácticamente será espontánea, sino por la velocidad de la mezcla mecánica (turbulenta) de los componentes. En la curva de temperaturas este fenómeno corresponde a una disminución de la pendiente (zona III en la fig. 18).

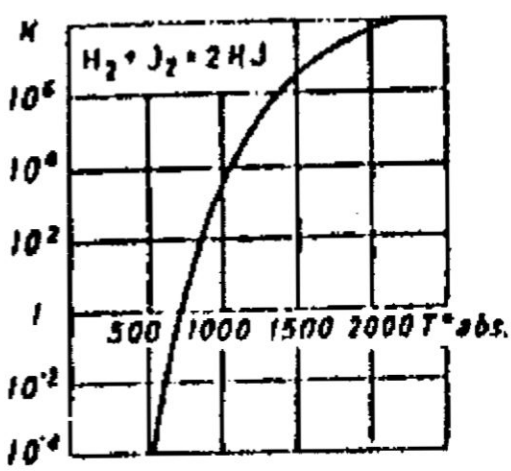


Fig. 19. Constante de velocidad en función de la temperatura de la reacción $H_2 + I_2 \rightarrow HI$

De esta manera la duración total del proceso de combustión viene

determinada no sólo por la velocidad de flujo de las reacciones químicas, sino también por la intensidad de la mezcla mecánica de los componentes de combustión.

Según la composición química del combustible y la construcción de la cámara de combustión, predominará el factor primero o el segundo, pero en todo caso la organización de una mezcla intensa de los componentes del combustible en la cámara de combustión es condición indispensable para poder garantizar una combustión lo suficientemente rápida y completa.

El proceso real de la combustión en un CL es mucho más complicado que el esquema que se acaba de exponer. Los fenómenos descritos anteriormente van acompañados de un intercambio intenso de calor convectivo y radiante, entre el combustible, así como entre la corriente gaseosa y las paredes; la reacción química inmediata de oxidación del comburente con el oxígeno del oxidante va acompañada de diversas reacciones intermedias; la distribución de velocidades, temperaturas y concentraciones en cada sección de la cámara de combustión es muy poco uniforme, etc.

A consecuencia de la poca uniformidad de distribución del oxidante y comburente en una sección transversal de la cámara de combustión, y también de que su volumen es limitado, parte del combustible no tiene tiempo de quemarse en el interior de la cámara, y arde en la tobera y aun frecuentemente fuera del motor.

La temperatura elevada de los gases en la cámara de combustión provoca la disociación de los productos de combustión, es decir, su descomposición en átomos separados o grupos de átomos. Este fenómeno disminuye aún más la cantidad de calor desprendido en la cámara. Por esto la cantidad de calor desprendido realmente en la cámara de combustión es sólo el 70-80% del poder calorífico del combustible.

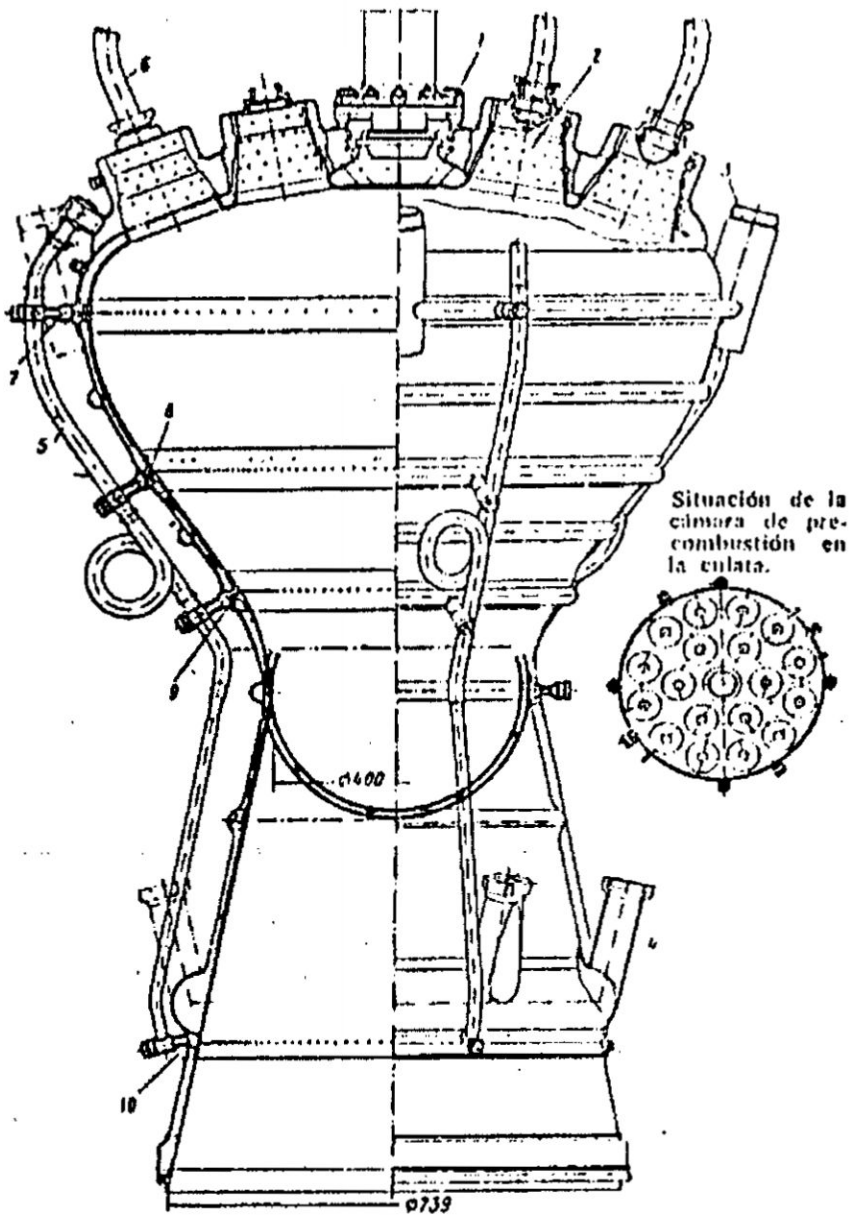


Fig. 20 Cámara del cohete A-4

1- Válvula principal del comburente, 2-cámara de precombustión, 3-tirante de sujeción al cuerpo del cohete, 4-codo de admisión del comburente, 5-tubería de suministro de comburente para la refrigeración interior, 6-tubería de suministro de oxidante, 7, 8, 9, 10-camisa de refrigeración interior.

A causa de la variedad y complejidad de procesos, que e desarrollan en la cámara, el cálculo detallado del proceso de combustión, con la determinación cuantitativa de la velocidad y de la plenitud de combustión, es muy pesado y no muy seguro. Por esta razón nos limitaremos tan sólo a hacer algunas consideraciones, que permitan atacar el problema de la elección del volumen necesario y de la forma de la cámara de combustión.

En la actualidad los CL casi siempre se construyen con cámaras de combustión de flujo directo, en las cuales el desplazamiento medio del combustible desde los inyectores a la tobera tiene lugar todo el tiempo en una misma dirección. Las cámaras de combustión más frecuentes son las esféricas (globulares) y las cilíndricas.

La cámara de combustión esférica es la que tiene para un volumen dado la menor superficie. Además, para una presión dada en la cámara de combustión e idéntico esfuerzo admisible, la forma esférica es la que puede construirse con menor espesor de paredes.

Todo esto contribuye a disminuir el peso de la cámara de combustión y facilita el problema de su refrigeración. En la fig. 20 se representa la cámara de forma globular del cohete alemán A-4.

El inconveniente de las cámaras esféricas es la complejidad de su construcción; por eso se usan principalmente en los motores grandes donde la disminución de peso y de dimensiones de la cámara de combustión de peso y de dimensiones de la cámara de combustión, que se consigue con la forma esférica, tiene más importancia.

En la fig. 21 se representa una cámara de combustión cilíndrica. La ventaja principal de estas cámaras es la sencillez de construcción.

Sea cual sea su forma, las cámaras de combustión de los CL suelen tener paredes lisas y carecen de dispositivos estabilizadores de llama (el proceso de combustión resulta bastante estable aun sin estabilizadores de llama). En estas condiciones adquiere un sentido particular la calidad de mezcla inicial de los componentes de combustible inmediatamente después de ser inyectados en la cámara, lo

que depende principalmente del número y posición de los inyectores.

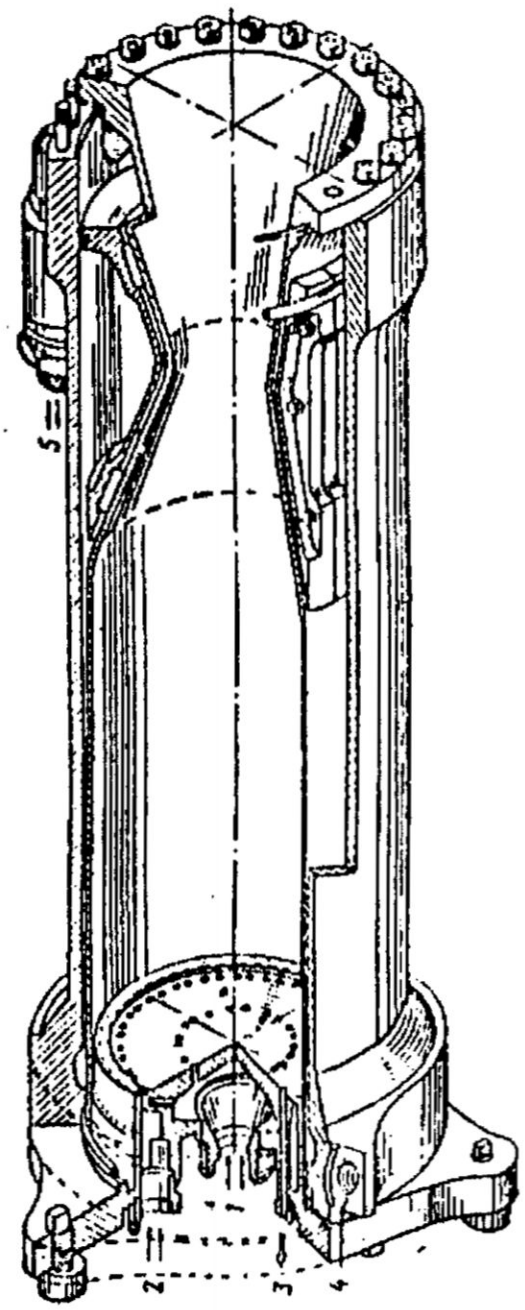


Fig. 21. Corte de una cámara de combustión cilíndrica de un CL

1-Entrada del oxidante, 2-entrada del comburente, 3-tubo para medición de la presión en la cámara, 4,5-conductos de entrada y salida de la camisa de refrigeración

El aumento del número de inyectores ejerce un influjo positivo en la plenitud de la combustión, puesto que así se mejora la uniformidad de la distribución de los componentes a lo largo de una sección de la cámara, y aumenta el área de contacto de los gases del oxidante y comburente. Por eso los inyectores en los motores grandes no es raro que se cuenten por centenares. Este número queda prácticamente limitado por consideraciones constructivas y en particular por la necesidad de disponer en cada inyector de secciones de paso no demasiado estrechas. Si las secciones de paso son estrechas fácilmente puede obstruirse el inyector con las impurezas mecánicas que puede contener el combustible.

En los cohetes se utilizan lo mismo inyectores con torbellinador (inyectores centrífugos) que simples orificios, que producen un chorro de combustible (inyectores de *chorro).*

Los inyectores con torbellinador, análogos a los utilizados en las turbinas de gas (fig. 22), constructivamente son más complicados que los chorro, pero garantizan una pulverización más fina y uniforme de los componentes del combustible, con un ángulo grande del cono de pulverización, por esto se utilizan en muchos diseños de CL.

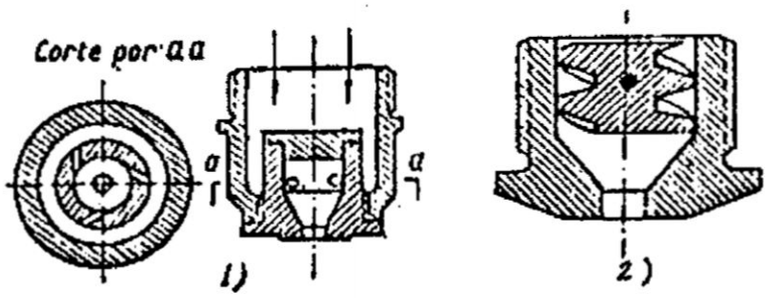


Fig. 22. Inyectores con torbellinador.
1-Inyector con admisión tangencial de combustible, 2-inyector con torbellinador de hélice

La distribución de los inyectores con torbellinador en la culata se ha de hacer de modo que su distribución relativa asegure la mezcla óptima de ambos componentes. La fig. 23 representa una de las variantes posibles de esta distribución. En este caso los inyectores de comburente se disponen de ordinario en los bordes de la culata (en las paredes de la cámara) con el fin

de impedir que las paredes se quemen.

En los inyectores de chorro, para obtener óptimos resultados, se recomienda provocar un choque de los chorros de los componentes del combustible, que salen de dos o más inyectores vecinos. Esto puede lograrse bien interceptando el chorro de un mismo componente, como en la culata del motor Walter 109-501, que se representa en la fig. 24, o el chorro de componentes distintos.

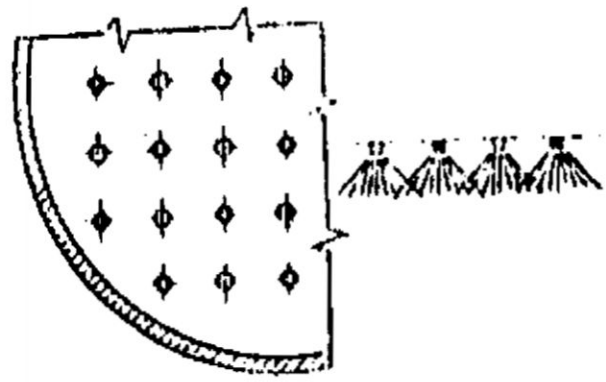


Fig. 23. Disposición de los inyectores al tresbolillo en la culata del motor.

En algunos diseños de CL, para mejorar la mezcla de comburente y oxidante en la fase líquida, se utilizan inyectores de dos componentes o cámaras de mezclado previo (cámara de precombustión).

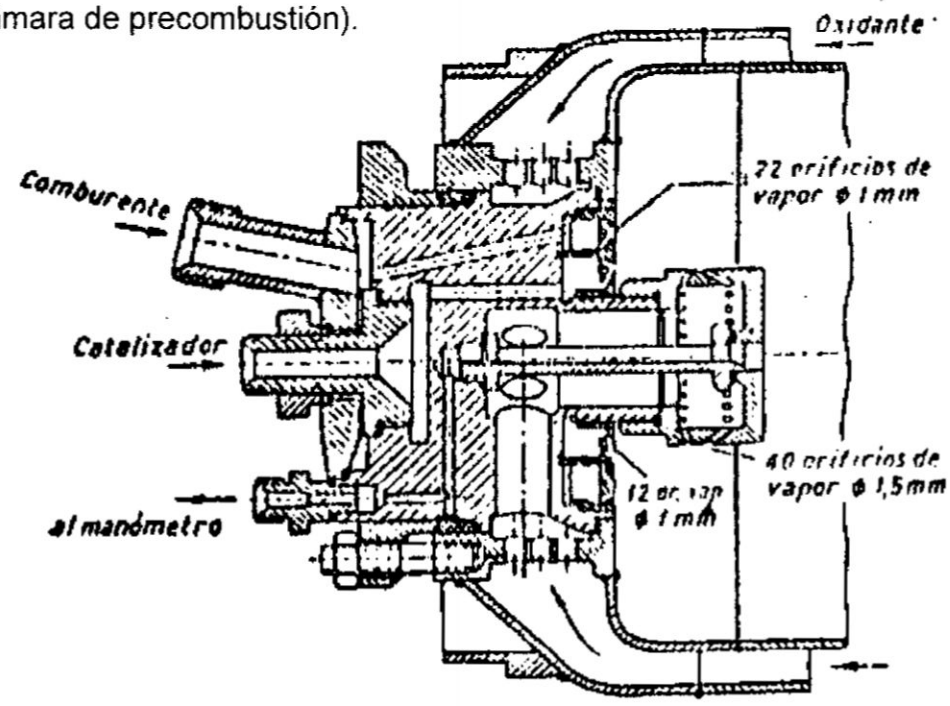


Fig. 24. Culata de la cámara de un CL con inyectores de chorro

La fig. 25 representa un esquema de inyector de dos componentes del motor Walter 109-509. Consta de dos inyectores centrífugos concéntricos, cuyos conos de pulverización cruzan muy cerca del plano de la culata de la cámara.

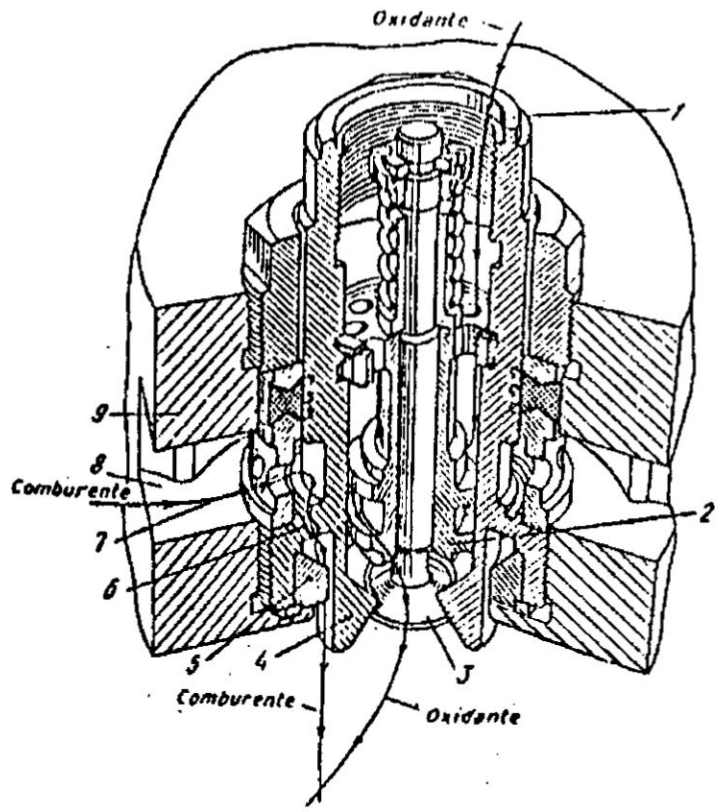


Fig. 25. Inyector de dos componentes
1-Conducto de admisión del oxidante, 2-torbellinador de hélice, 3-válvula del inyector, 4-cuerpo del pulverizador, 5-casquillo, 6,7-orificios de paso del comburente, 8-canal anular, 9-culata de la cámara

La fig. 26 representa la cámara de precombustión en la culata del motor A-4, cuya cámara es la de la fig. 20. Aquí el comburente (75% de alcohol etílico) se pulveriza mediante inyectores de chorro y centrífugos, distribuidos por la superficie lateral del cono de la cámara de precombustible, mientras que el oxidante (oxígeno líquido) se suministra a través de un inyector de chorro.

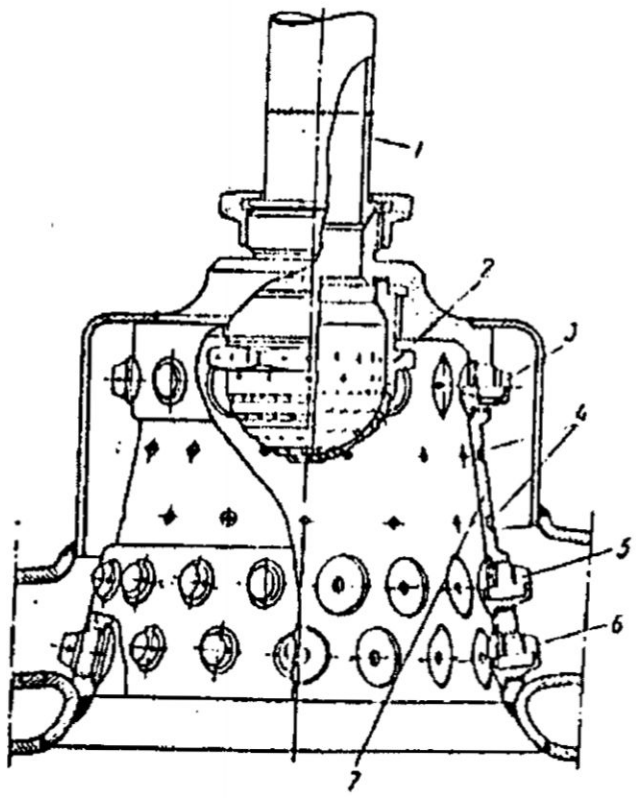


Fig. 26. Cámaras de precombustión del cohete A-4.
1-Conducto de admisión del oxidante, 2-inyector del oxidante, 3-inyectores centrífugos del comburente, 4-inyectores de chorro del comburente, 5,6-inyectores combinados de chorro y centrífugos del comburente, 7-cuerpo interior de la cámara de precombustión

Es posible también diseñar un inyector con mezclado previo de los componentes de combustible, antes de que entren en la cámara de combustión, una de cuyas variantes es la de la figura 27. Allí el comburente y el oxidante llegan a una pequeña cámara de mezcla, de donde ya en forma de mezcla de combustible pasa (pulverizado) a la cámara de combustión, Teóricamente el uso de estos inyectores garantiza una mezcla óptima de oxidante y comburente y correspondientemente una combustión más completa. Sin embargo, prácticamente hay que excluir la posibilidad de que la llama penetre en el interior de la cámara de mezcla, puesto que esto puede traer consigo la explosión de la mezcla de combustible, que allí se encuentra, y la destrucción del inyector.

Consideremos ahora la influencia del volumen de la cámara sobre la perfección con que, tiene lugar el proceso de combustión.

A fin de que el proceso de formación de la mezcla y de la combustión se lleve a cabo con plenitud suficiente, cada partícula de combustible ha de permanecer en la cámara de combustión un tiempo determinado. El tiempo de permanencia del combustible en las cámaras de combustión de los CL, existentes es por término medio 3-5 milésimas de segundo. Este tiempo, que llamaremos τ_R, podría en cierto modo servir de criterio para seleccionar el volumen necesario de la cámara. Pero su medición directa y su cálculo son difíciles, a causa de la extremada no uniformidad de los parámetros del proceso del fluido agente en la cámara, Por esta razón en la práctica se suelen utilizar otros criterios relacionados con τ_R y que se prestan a una determinación directa.

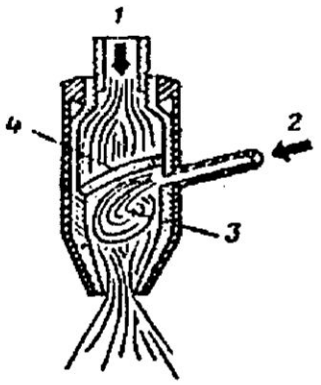


Fig. 27. Inyector con mezclado previo de los componentes del combustible. 1-Oxidante, 2-comburente, 3-cámara de mezcla, 4-torbellinador

Una de estas magnitudes es la intensidad térmica de la cámara de combustión q_{cc}. Como es sabido (véase cap. IV), la intensidad térmica de la cámara de combustión se determina por la igualdad:

$$q_{cc} = \frac{3600\,\Xi\,G_\Sigma h_a}{V_{cc}P_{cc}}\ \text{kcal}/\text{m}^3\text{hora ata},$$

donde

G_Σ = gasto por segundo de combustible;

Ξ = rendimiento de la combustión;

$\Xi G_\Sigma h_a$ = cantidad de calor desprendida en la combustión de $G_\Sigma$kg de combustible de poder calorífico, h_a Kcal/kg;

V_{cc} = volumen de la cámara en m^3;

P_{cc} = presión media de los gases en la cámara en atas.

Aquí el coeficienteΞ, a diferencia del Ξ del cap. IV, debe tener en cuenta también las pérdidas de calor por disociación de los productos de combustión (véase más adelante), que a las temperaturas dominantes en

los CL pueden ser elevadas.

En adelante para determinar V_{cc} supondremos que se trata del volumen comprendido entre la culata y la sección mínima (crítica) de la tobera (Fig. 28).

Veamos la relación entre la intensidad térmica y τ_R.

Fig. 28. Determinación del volumen de la cámara de combustión de un CL.

Si G_{cc} = peso total del combustible y de los productos de combustión en la cámara de combustión, el tiempo de permanencia se determinará por la relación:

$$\tau_R = \frac{G_{cc}}{G_\Sigma} = \frac{V_{cc}\tau_m}{G_\Sigma} \qquad \text{Ec. [14]}$$

donde

γ_m = peso específico medio del fluido agente en la cámara.

En primera aproximación el peso específico medio del fluido agente en la cámara puede suponerse proporcional al peso específico de los productos de combustión:

$$\tau_m = C_1\tau_2^* = \frac{P_2^*}{RT_3^*}$$

Con lo cual:

$$\tau_R = C_1\frac{V_{cc}P_2^*}{G_\Sigma RT_3^*} \qquad \text{Ec. [15]}$$

El producto RT_3^* caracteriza la capacidad de trabajo para kg de productos de combustión y con cierta aproximación puede suponerse proporcional a la cantidad de calor desprendida:

$$RT_2^* \approx C_2\Xi h_a$$

Por lo cual :

$$\tau \approx \frac{C_1}{C_2}\frac{V_{cc}P_2^*}{\Xi G_\Sigma h_a^*}$$

o suponiendo que $P_2^* \approx P_{cc}$

$$\tau_R \approx \text{const.}\frac{1}{q_{cc}} \qquad \text{Ec. [16]}$$

De esta manera el tiempo de permanencia del combustible en la cámara de combustión es inversamente proporcional a la intensidad térmica de la misma.

La intensidad de las cámaras de combustión de los CL ya construidos y que funcionan con combustible de dos componentes oscila entre los límites:

$$q_{cc} = 130.10^2 \div 200.10^2 \frac{\text{kcal}}{\text{m}^3 \text{ hora ata}}$$

Otra magnitud, que sirve para caracterizar el tiempo de permanencia del combustible en la cámara de combustión, puede ser la llamada longitud reducida de la cámara de combustión:

$$L_{re} = \frac{V_{cc}}{F_{er}} \qquad \text{Ec. [17]}$$

donde

F_{er} = área de la sección crítica de la tobera.

En efecto, el gasto de gas a través de la tobera del motor, como es sabido (véase cap. III) es igual a:

$$G_\Sigma = \varphi_o \frac{P_2^* F_{er}}{\sqrt{RT_2^*}} \% \qquad \text{Ec. [18]}$$

Sustituyendo este valor del gasto en [15], y teniendo en cuenta que φ_o y X son constantes, tendremos:

$$\tau_R = \frac{\text{Const.}}{\sqrt{RT_3^*}} \frac{V_{cc}}{F_{cr}} \qquad \text{Ec. [19]}$$

De esta manera, para un mismo tipo de combustible, el tiempo de permanencia es proporcional a la longitud reducida de la cámara de combustión.

En los CL ya construidos, L_{cc} por término medio vale 2—3,5 m. la intensidad térmica admisible o la longitud reducida de la cámara de combustión pueden valorarse más exactamente en cada caso concreto, fundándose en los resultados de las experiencias con motores del mismo tipo, teniendo en cuenta el combustible utilizado y el diseño de la cámara.

Para la determinación final de las dimensiones de la cámara de combustión cilíndrica es necesario también escoger, además de V_{cc}, el diámetro de la cámara o la relación del área de la cámara al área de la sección crítica de la tobera F_2/F_{cr} (Fig. 29).

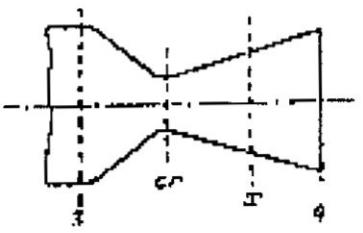


Fig. 29. Selección del diámetro de la cámara de combustión

Como se demostró en el capítulo III, en un proceso adiabático de expansión del gas en la tobera con salto supercrítico de presiones, el área adimensional de una sección arbitraria de la tobera F_2/F_{cr} y el número, M en dicha sección están relacionados entre sí por la expresión [25]. De aquí se deduce que a cada sección F_2/F_{cr} corresponde un valor completamente determinado del número M al final de la cámara de la combustión, que viene dado por la ecuación [(1)]:

$$\frac{F_2}{F_{cr}} = \frac{1}{M_2}\left(\frac{1+\frac{k-1}{2}M_3^2}{\frac{k+1}{2}}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

(1) A esta ecuación satisfacen por regla general dos valore de M_3. la raíz $M_3<1$ corresponde al valor M_3 a la salida de la cámara de combustión (véase cap. III).

Ahora bien, la disminución del diámetro de la cámara (la disminución de F_2/F_{cr}) produce un aumento del número M_3 (véase fig. 16), es decir un aumento de la velocidad c_3, y respectivamente una caída de presión en la parte de la cámara de combustión adyacente a la tobera. Al mismo tiempo la caída de presión en esta parte de la cámara de combustión es causa de que el calor se comunique al fluido agente en el motor a presión algo reducida, lo cual, como es sabido, no es ventajoso desde el punto de vista termodinámico y causará una disminución del rendimiento térmico del motor y de la velocidad de salida de los gases.

El grado de disminución de la velocidad de salida de los gases de la tobera de un CL, al aumentar la velocidad de los gases en la cámara de combustión (o disminuir F_2/F_{cr}), puede determinarse a base de los datos aducidos en el cap. IV referentes a la influencia del número M sobre la disminución de la altura de presión total en una cámara cilíndrica de combustión.

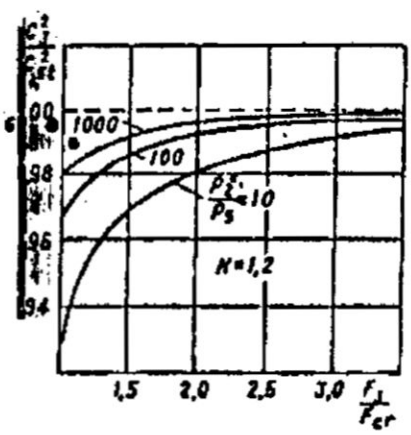


Fig., 30. Energía cinética de los gases a la salida de la tobera de un CL en la función del área relativa de la cámara de combustión

A la fig. 30 se han llevado los resultados de cálculo de la influencia de F_2/F_{cr} sobre la energía cinética de chorro de reacción de un CL, para una expansión adiabática de los gases en la tobera y grados diversos de expansión P_2^*/P_3 (en donde c_{3t} corresponde a $F_2/F_{cr} = \infty$).

$F_2/F_{cr} < 2,5 + 3,0$, la caída de presión en la cámara de combustión comienza a hacerse sentir grandemente en la velocidad de salida de los gases. Por eso al elegir la forma de la cámara de combustión se debe tomar $F_2/F_{cr} \geq 3,0$, que corresponde a $M_3 \leq 0,2$.

Advertiremos que en este caso la caída de presión en la cámara de combustión no es muy grande $P_2 \geq 0,95P_2$, siendo la presión P_3, al variar el régimen de trabajo de la cámara, proporcional a la variación de la

presión P_2.

4.1.5 FUNCIONAMIENTO INESTABLE DE UN CL (1)

En los cohetes de combustibles líquido, aparte de los regímenes normales estables descritos más arriba, se encuentran también los regímenes de funcionamiento inestable. Si se dan unas condiciones determinadas en la cámara del motor, surgen pulsaciones de presión, cuya amplitud puede alcanzar valores elevados, peligrosos desde el punto de vista de la resistencia del motor. Las pulsaciones de presión en la cámara empeoran el proceso de combustión. La pulsación del empuje del motor, que acompaña a la pulsación de la en la cámara, puede crear oscilaciones de resonancia de los elementos de sujeción del motor y de los elementos constructivos del avión (cohete). Por eso la aparición en servicios de los regímenes inestables en los motores es altamente indeseable.

Las investigaciones llevadas a cabo han demostrado que los regímenes inestables de un CL pueden tener origen diverso. Las así llamadas oscilaciones de alta frecuencia, de algunos centenares de Hertz, asociadas al parecer con las oscilaciones de la columna de gas en la cámara, no se dan con frecuencia. El origen de estas oscilaciones en la actualidad no está suficientemente claro.

Las oscilaciones más frecuentes son las de baja frecuencia, hasta de 100-150 Hertz. Su aparición se explica por la existencia de un período de inducción, es decir, un intervalo final de tiempo entre la llegada de los componentes del combustible a la cámara y la formación de los productos de combustión.

A las frecuencias indicadas el período de las oscilaciones es mayor que el que tarda la onda de presión en ir de uno a otro extremo de la cámara.

---

(1) Este párrafo está escrito por M.I. Melik-Pasabym

Por esta razón las oscilaciones de presión en esta caso están producidas solamente por la variación de la cantidad de gas que se encuentra en la cámara de combustión G_{cc}. Si hay oscilaciones de presión, se cumplirá la condición G_{cc} = const., es decir, la cantidad de gas, que sale por unidad de tiempo de la tobera, debe ser igual a la cantidad de gas que se forma en este mismo tiempo en el proceso de la combustión. Si esta condición por cualquier causa no se cumple, la presión en la cámara comienza a variar.

Cuando funciona el motor, siempre tienen lugar pequeñas oscilaciones de la presión en la cámara, inducidas por las pulsaciones de la presión del combustible a la salida de las bombas, por las oscilaciones del frente de llama, etc. Entonces una elevación casual de la presión en la cámara sobre el valor en régimen permanente, correspondiente a G_{rc} = *Const.*, conduce por una parte, como se deduce de [18], ni aumento del gasto de gas a través de la tobera, y por otra a la disminución del salto de presión en los inyectores, y respectivamente a la disminución de la entrada de combustible en la cámara. A consecuencia de esto la cantidad de gases, que se encuentra en la cámara, comenzará a disminuir, y empezará a bajar la presión en la cámara. Pasado un cierto tiempo, la presión en la cámara volverá a su valor inicial, correspondiente al régimen inicial permanente. En este caso, si prescindimos de las oscilaciones de la columna de gas en la cámara y de las oscilaciones de presión del combustible a la entrada de los quemadores, se restablecen también los valores previos del gasto de gas en la tobera y del gasto de combustible en los inyectores.

Si no hubiera período de inducción, en el mismo instante se restablecería también la intensidad previa de la formación de gas en el proceso de la combustión. A consecuencia de esto, la cantidad de gas, que se forma en el proceso de la combustión, llegaría a ser de nuevo igual al gasto de gas en la tobera, y sería imposible una variación ulterior espontánea de la presión en la cámara. El proceso de variación de la presión en la cámara, cuando se desvía casualmente del valor

inicial, es en este caso de carácter aperiódico.

Si hay período de inducción, la intensidad de la formación de gas en la cámara en cada instante dado de tiempo τ se determina no por el gasto de combustible en los inyectores en este instante τ-τ_{ind} donde τ_{ind} es el período de inducción, Por eso en el momento de restablecerse la presión inicial en la cámara, cuando el gasto de gas en la tobera corresponde al gasto en el régimen inicial permanente, la intensidad de la formación del gas corresponderá al gasto de combustible en un cierto instante de tiempo previo, cuando la presión en la cámara era atún superior, es decir, a menor gasto de combustible. A consecuencia de esto, la presión de los gases en la cámara disminuirá hasta tal punto que aumentaría el suministro de combustible, con lo que al principio no se reducirá la presión, y después se volverá a elevar de nuevo.

De esta. manera en la cámara del motor se crean oscilaciones de presión, cuya intensidad y carácter dependerá, siendo iguales las restantes condiciones de τ_{ind}. Si τ_{ind}. es pequeño, estas oscilaciones serán pequeñas y tendrán carácter atenuado, Si el período de inducción es mayor, la amplitud de las oscilaciones puede comenzar a crecer en el tiempo, hasta que alcance valores grandes, es decir, hasta que surjan las así llamas autooscilaciones.

Por eso uno de los métodos para conseguir el funcionamiento estable de la cámara de un CL., consiste en disminuir el período de inducción, es decir el tiempo transcurrido en los procesos auxiliares, que preceden la inflamación. Así por ejemplo, la experiencia ha demostrado que ciertos motores, que funcionaban inestablemente con combustible de componentes no autoinflamables, comenzaron a funcionar establemente utilizando componentes autoinflamables.

La disminución del tiempo transcurrido en los procesos preliminares puede conseguirse variando no sólo la naturaleza química del combustible, sino también la organización de los procesos de formación de la mezcla y de combustión. A aumentar la estabilidad de funcionamiento del motor contribuye también el aumento del volumen de

la cámara de combustión, ya que cuanto mayor sea V_{cr} tanto más débil será la influencia que sobre la presión de la cámara ejercen las oscilaciones del gasto de combustible en los inyectores, y respectivamente las oscilaciones de la intensidad de a formación de gases. El aumento del salto de presiones entre la cámara y los depósitos de combustible (bombas) contribuye a la atenuación de las oscilaciones de presión en la cámara que se originan usualmente, sobre todo si este aumento del salto de presión tiene lugar en los inyectores. Esto se explica porque cuanto más elevado sea el salto de presiones en el inyector, tanto menor se da la influencia de la presión en la cámara sobre el gasto de combustible en los inyectores.

Por esta razón casi siempre los motores, que en régimen máximo funcionaban establemente, muestran tendencia a la excitación de la auto-oscilaciones en régimen de estrangulamiento, cuando el salto de presiones en los inyectores disminuye poco más o menos proporcionalmente al cuadrado de la disminución del gasto de combustible.

Minuciosas investigaciones han demostrado que sobre la estabilidad de funcionamiento de los CL. Influyen también muchos otros parámetros, tales como los parámetros del sistema de alimentación: longitud y diámetro de los conductos, resistencia hidráulica de las unidades, intensidad de las pulsaciones de presión a la salida de las bombas, debidas en definitiva al número de álabes de los rodetes o a otras causas, etc. La influencia de estos parámetros sobre la estabilidad del proceso que se desarrolla en la cámara está relacionada con el hecho de que las oscilaciones de presión en la cámara, y de los gastos de combustible provocan a su vez procesos oscilatorios en el sistema de alimentación, que sobreponiéndose a las oscilaciones en la cámara, pueden reforzarlas o debilitarlas. Modificando la construcción, así como los parámetros de los elementos del sistema de alimentación del motor, es posible hasta cierto punto influir sobre su proceso de trabajo y ampliar la región de regímenes estables de su funcionamiento.

4.1.6 TEMPERATURA DE COMBUSTION EN LA CAMARA DE UN CL

La temperatura de combustión en la cámara de un CL. Depende de una serie de factores; los principales son: composición química de los componentes del combustible, coeficiente de relación de los componentes y presión en la cámara. Una refrigeración intensa de las paredes de la cámara de combustión y de la tobera permite asegurar su funcionamiento seguro, a temperaturas del gas cercanas a las máximas admisibles, con los combustibles de cohetes utilizados en la actualidad. Por eso, en el proyecto de un CL la temperatura en la cámara de combustión de ordinario no suele limitarse por consideraciones constructivas. Su valor para una composición de combustible y una presión en la cámara dadas, se determina por la termoquímica.

La composición química de un combustible de cohetes puede darse bien por medio de las fórmulas químicas de sus componentes (por ejemplo, oxidante: oxígeno líquido, O_o: comburente: alcohol etílico, C_3H_5OH), bien por medio de las proporciones en peso de los elementos químicos, que intervienen en la composición del oxidante y comburente. Siempre es posible pasar de la primera a la segunda forma, por lo cual supondremos que la composición del combustible se da en proporciones en peso:

Llamemos:

O^{OX} = Proporción en peso de oxígeno en el oxidante,

C^{0x} = Proporción en peso de carbono en el oxidante;

H^{ox} = Proporción en peso de hidrógeno en el oxidante;

N^{ox} = Proporción en peso de nitrógeno en el oxidante, etc.;

Para el combustible utilizaremos la notación siguiente:

$$C^{co}, H^{co}, O^{co}, N^{co}, \text{etc.}$$

Notemos que:

$$O^{ox} + C^{ox} + O^{ox} + N^{ox} + \ldots = 1$$
$$C^{co} + C^{co} + O^{co} + N^{co} + \ldots = 1$$

Los cálculos termoquímicos suelen hacerse en proporciones en peso o en moléculas gramo (átomos-gramo) de las diferentes sustancias y de los elementos que entran en la composición de los componentes del combustible y de los productos de combustión. En el estudio que sigue todos los cálculo se hacen con proporciones en peso, respectivamente para l kg de oxidante, de comburente, de combustible o de los productos de combustión.

Teóricamente la cantidad de oxígeno necesaria (es decir, teóricamente necesaria para la combustión completa del comburente) se determina por la fórmula (véase cap. IV):

$$O_o = \frac{8}{3} C^{co} + 8H^{co} - O^{co}$$

Si la proporción en peso de oxígeno libre en el oxidante (es decir la cantidad de oxígeno, no combinada con el carbono ni el hidrógeno, contenido en el oxidante) es O_{libres} el coeficiente teórico de la relación de componentes será igual a:

$$x_o = \frac{O_o}{O_{LIBRE}}$$

El valore de O_{Libre} puede calcularse mediante la composición en peso del oxidante:

$$O_{Libre} = O^{ox} - \frac{8}{3} C^{ox} - 8H^{ox}$$

Por eso:

$$x_o = \frac{\frac{8}{3} C^{co} + 8H^{co} - O^{co}}{O^{ox} - \frac{8}{3} C^{ox} - 8H^{ox}} \qquad \text{Ec. [20]}$$

La mezcla combustible, cuyo coeficiente de relación de componentes corresponde a la fórmula [20], se llama estequiométrica.

Consideremos el poder calorífico del combustible de composición estequiométrica. Determinar el poder calorífico significa determinar la cantidad de calor cedido al calorímetro en la combustión completa del combustible, con la refrigeración posterior de los productos de combustión hasta la temperatura Standard, para la cual se determina el poder calorífico (de ordinario 15-20°C).

Ahora bien, el poder calorífico determinado sin tener en cuenta la condensación de los vapores de agua existente en los productos de combustión, se llama poder calorífico de trabajo o inferior.

La determinación directa por medio de un calorímetro del poder calorífico de las mezclas de comburentes y oxidante utilizadas en los CL, es difícil. Por eso el poder calorífico de los combustibles de cohetes se suele determinar por métodos de cálculo, uno de los cuales se expone más adelante.

El poder calorífico de trabajo o inferior del comburente, que llamaremos H_H^{co}, se suele determinar directamente en el calorímetro, con la comburente que se encuentra en las tablas de los Manuales.

En un CL la combustión del comburente tiene lugar en oxidante líquido, y al desprenderse de éste el oxígeno gaseoso a 15-20°C pueden tener lugar efectos térmicos importantes (absorción o desprendimiento de calor).

Para computar este efecto térmico se puede recurrir a la ley fundamental de la Termoquímica, formulada en el año1840 por el académico G.I. Gess, según la cual el efecto térmico de la reacción depende solamente de los estados inicial y final de las sustancias, que participan en la reacción, y no puede depender del camino que ha seguido en la reacción. Por eso, al calcular el poder calorífico del combustible de cohetes, el proceso de combustión puede considerarse compuesto de las dos reacciones que se suceden una a otra:

1) Descomposición del oxidante con desprendimiento de carbono e hidrógeno, contenidos en el oxidante, y de oxígeno gaseoso, a 15-20°C; la reacción va acompañada de un desprendimiento de calor de H_H^{oc} Kcal por kg de oxidante;

2) Combustión del comburente en este oxígeno, con un desprendimiento de calor de H_H^{oc} Kcal por kg de comburente.

Ahora bien, el desprendimiento total de calor será de H^{ox} + $_{z_n} H^{ox}$ Kcal, y por consiguiente el pode calorífico del combustible de composición estequiométrica será igual a:

$$h_n = \frac{H_{lt}^{ox} + x_o H_{lt}^{ox}}{1 + x_o} \text{ kcal/kg} \qquad \text{Ec. [21]}$$

La cantidad de calor H_{lt}^{ox}, desprendida en la descomposición del oxidante, puede convencionalmente llamarse poder calorífico del oxidante H_{lt}^{ox} puede ser lo mismo positivo que negativo. Para determinar el H_{lt}^{ox} de los gases licuados debe tenerse en cuenta la cantidad de calor necesaria para su tránsito al estado gaseoso. En la tabla 2 se encuentran la composición elemental y el poder calorífico de algunos oxidantes.

Tabla 2

Oxidante	O	C^{ox}	H^{ox}	N^{ox}	O_H	H^{ox} Kcal/kg
Acido nítrico.....	0,762	---	0,016	0,222	0,635	202
Oxígeno líquido.....	1,0	---	---	---	1,0	91
Tetranitrometano $C(NO_2)$,.....	0,653	0,061	---	0,286	0,49	460
Ozono líquido.....	1,0	---	---	---	0,1	628
Tetraóxido de nitrógeno N_2O_3	0,696	---	---	0,304	0,696	--- 54

Si la composición del combustible difiere de la estequiométrica, su poder calorífico disminuye a causa de la dilución por exceso de uno de los componentes. Entonces pueden suceder dos cosas:

1. En la mezcla hay exceso de oxidante:

$$\alpha > 1; \quad x > x_o$$

En este caso la combustión del comburente será completa, pero en los productos de combustión se hallará oxidante libre o los productos de su descomposición. Teniendo en cuenta que las temperaturas de combustión en los CL son elevadas, se deberá suponer que el oxidante se descompone por completo. Por eso el poder calorífico de la mezcla (h_α), para $\alpha \neq 1$, se determina en este caso por la fórmula:

$$h_\alpha = \frac{H_{lt}^{cc} + x_o H_{lt}^{ox}}{1 + x_o},$$

donde

$$x = \alpha x_o$$

2. En la mezcla hay exceso de comburente:

$$\alpha < 1; \quad x < x_o$$

En este caso el oxidante se utilizará totalmente, pero se formará CO y H_2, como productos de la combustión incompleta del comburente. Supondremos que la insuficiencia de comburente primeramente conducirá a la formación de hidrógeno libre, y que solamente cuando el enriquecimiento sea grande, y quede libre todo el hidrógeno del combustible, aparecerá CO.

El fundamento de esta suposición es el desplazamiento fuerte, a temperaturas bajas, de así llamada reacción del gas de agua,

$$H_2 + CO_2 \leftrightarrows H_2O + CO,$$

en el sentido de formación de H_2 y CO_2.

El valor mínimo del coeficiente de exceso de oxidante, para el cual todo el hidrógeno del combustible queda libre, sin desprendimiento

de CO se determina por la igualdad:

$$\alpha_{min} = \frac{0_o - 8\,H^{co}}{0_o + 8\,x_o H^{ox}}$$

En la mayoría de los combustibles utilizados x_{min} es menor que 0,6, y por consiguiente en las condiciones ordinarias de funcionamiento del motor $\alpha > \alpha_{min}$. En este caso el poder calorífico del comburente para una combustión incompleta será igual a:

$$H_\alpha^{co} = H_H^{cc} - 3620\,(1 - \alpha)\,0_o,$$

donde 3620 Kcal/kg = calor de la combustión del hidrógeno en oxígeno, referido a 1 kg de oxígeno, y $(1 - \alpha)$ = insuficiencia de oxígeno en la mezcla. El poder calorífico de la mezcla, para $\alpha < 1$, será igual respectivamente a :

$$h_\alpha = \frac{H_\alpha^{cc} + H_{cc}^{ox}}{1 + x},$$

donde $x = \alpha x_o$.

En la fig. 31 se representan las curvas obtenidas por vía

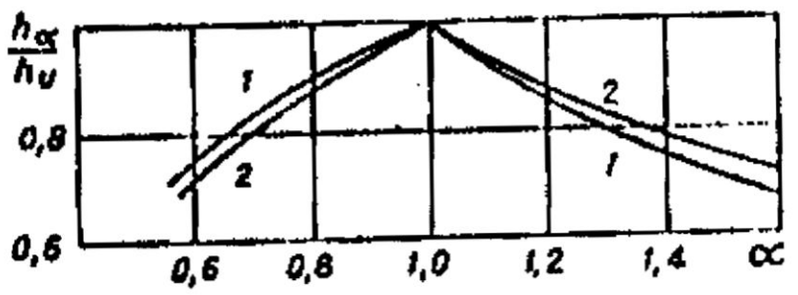


Fig. 31. Curvas de h_g/h_{cc} en función de α

1-Oxígeno líquido y octano, 2-oxígeno y alcohol etílico

de cálculo de h_α/h_{cc} en función de α, para dos combustibles de cohete.

Escribamos ahora la ley de la conservación de la energía,

aplicada al proceso de combustión en un cohete.

Sean I_r y c_c la entalpía y velocidad del combustible, que entra en la cámara del motor (Fig. 32) c I_3 y c_3 la entalpía y velocidad de los gases respectivamente a la salida de la cámara de combustión.

Con esto la ecuación de la conservación de la energía se expresará de la siguiente forma:

$$I_e + A\frac{c_e^2}{2g} = I_2 + AA\frac{c_3^2}{2g} + \overset{3}{\underset{c}{Q}}ext,$$

donde $\overset{3}{\underset{c}{Q}}ext$ = calor extraído (exterior) del fluido agente en la zona c-3.

La energía cinética del combustible a la entrada de la cámara, $c_e^2/2g$, es insignificante, por eso en adelante la despreciaremos.

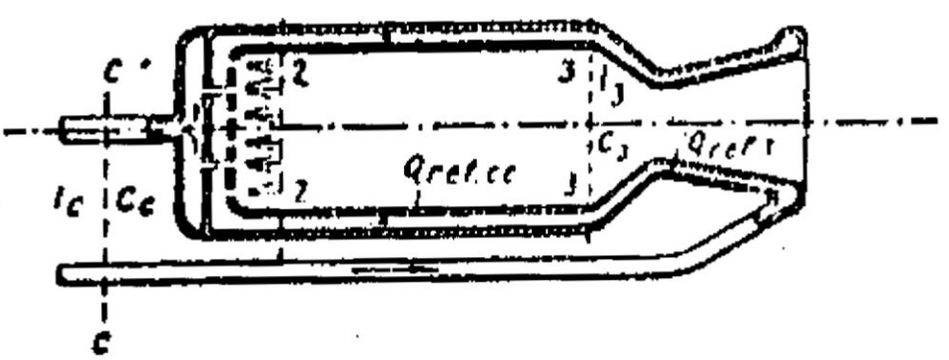


Fig. 32. Establecimiento de la ecuación de la conservación de la energía en la cámara de combustible de un CL

Si la cámara del motor se refrigera, según costumbres con el mismo combustible, el calor $Q_{ext/ed}$ cedido por los gases a las paredes de la cámara de combustión en la zona 2-3, no e exterior con relación al fluido agente, puesto que en régimen térmico permanente es cedido todo él al combustible, que circula por la camisa de refrigeración y vuelve con él a la cámara. Pero el calor cedido al líquido refrigerante en

la camisa de refrigeración de la tobera es exterior con relación a la zona c-3. Por consiguiente: $\overset{3}{Q}_{c}\text{ext} = -Q_{\text{ref.l}}$

$Q_{ref.l}$ en los motores de empuje grande y medio no suele ser más del 1-2% del poder calorífico del combustible. Por eso, con suficiente exactitud para la práctica, puede suponerse que:

$$I_c = I_3 + A\frac{c_3^2}{2g} = I_3^* \qquad \text{Ec. [22]}$$

Para calcular la entalpía del combustible I_c es necesario tener en cuenta, no sólo el calor específico y la temperatura, sino también la energía química, el estado físico de sus componentes, la presencia de humedad disuelta en los mismos, etc., es decir, hay que tener en cuenta entalpía total del combustible. Análogamente para calcular I_3^* es necesario tener en cuenta la composición química de los productos de combustión, es decir, considerar también su entalpía total. La entalpía total suele calcularse como la cantidad de calor que es necesario gastar para obtener 1 kg de la sustancia considerada en el estado en que se encuentra, a partir de la sustancias iniciales simples, tomadas a una temperatura inicial cualquiera, tomándose como sustancia iniciales casi siempre los gases moleculares (O_2 N_2, H_2), grafito β, etc.; y como temperatura inicial + 20°C, es decir 293° abs. Las entalpías de los componentes de combustible y de los productos de combustión en este método de cálculo suelen darse en forma de tablas en los cursos especiales de CL.

Es posible eliminar la entalpía total de los componentes del combustible en la ecuación [22], utilizando el valor conocido del poder calorífico del combustible.

Según el método de la determinación del poder calorífico, en el caso de combustión completa:

$$h_\alpha = I_e - I_o,$$

donde I_o = entalpía de los productos de combustión, refrigerados hasta la temperatura Standard (+20°C). Por lo tanto la ecuación [22] en el caso de combustión completa puede sustituirse por la ecuación:

$$I_o + h_\alpha = I_3^*$$

En realidad en la cámara de combustión de un CL, no toda la energía química del combustible se transforma en entalpía de los productos de combustión, debido a que la combustión es incompleta y a las pérdidas de calor en las paredes. Esto supuesto, se deberá escribir:

$$I_3^* = I_o + \varepsilon\, h_\alpha\,, \qquad \text{Ec. [23]}$$

Donde ε = rendimiento de la combustión.

La ecuación [23] puede usarse para determinar la entalpía de los productos de combustión en la cámara del motor y respectivamente la temperatura de combustión. Entonces se deberá tener presente que, a las temperaturas elevadas dominantes en las cámaras de combustión de un CL, la relación entre la temperatura y la entalpía es mucho más complicada que la que supusimos, al calcular los otros tipos de motores de reacción. Aparte de la influencia directa de la temperatura sobre el calor específico de los diversos gases, que entran en la composición de los productos de combustión, es necesario tener en cuenta también en este caso la variación de la composición química de los productos de combustión, al variar su temperatura y presión, a consecuencia de la disociación térmica.

Se llama ***disociación térmica*** el fenómeno de descomposición de las moléculas de los productos de combustión en átomos o grupos de átomos, bajo el influjo de una temperatura elevada. El mecanismo de la disociación consiste en líneas generales en que bajo la acción de los impactos de las moléculas, que poseen grandes velocidades correspondientes a su temperatura elevada, los átomos de otras moléculas comienzan a oscilar alrededor de su posición media tan fuertemente que su energía resulta suficiente para vencer las fuerzas de

atracción, que entre ellas actúan, y la molécula se descompone:

$$CO_2 \rightarrow CO + O$$

$$H_2 \rightarrow H + H.$$

El número de estos impactos es proporcional al de moléculas descompuestas; por eso al aumentar este número la velocidad de descomposición disminuye, al paso que la velocidad de recombinación aumenta. Debido a esto, en los productos de combustión se establece un equilibrio dinámico entre las sustancias iniciales y los productos de su disociación, en el cual el número de las moléculas disociadas por unidad de tiempo es igual al número de moléculas recombinadas. La composición de los productos de combustión correspondiente a este estado se llama composición de equilibrio.

La relación del número de moléculas disociadas al de moléculas de la misma sustancia existentes antes de la disociación se llama grado de disociación. El grado de disociación de los gases que intervienen en los productos de combustión depende en gran manera de la temperatura y de la presión. El modo de influir la temperatura y la presión sobre el grado de disociación puede establecerse a base del principio conocido en Termodinámica del desplazamiento del equilibrio, que afirma que bajo la influencia de las fuerzas exteriores, que tienden a sacar a una sistema termodinámico del equilibrio, siempre se desarrollan en el sistema tales procesos, que tiendan a debilitar el resultado de la influencia exterior (1). Haciendo uso de este principio fácilmente se deduce que, al calentarse una mezcla gaseosa (al elevarse su temperatura), se desarrollarán en ella tales procesos (reacciones), que vayan acompañadas de absorción de calor. La descomposición de las moléculas en átomos o grupos de átomos en la disociación va acompañada de absorción de calor.

Por eso el elevarse la temperatura de los productos de combustión el grado de disociación siempre aumenta.

(1) El principio de desplazamiento del equilibrio es consecuencia del segundo principio de la Termodinámica.

Por la misma razón, al aumentar la presión (sin variar la temperatura), el equilibrio en los productos de combustión se desplazará en el sentido de disminución del número de moléculas en la mezcla gaseosa, puesto que esta disminución conducirá a una disminución está asociada con un aumento del número de las moléculas. Por eso el aumento de la presión producirá un retraso de estas reacciones y una disminución del grado de disociación.

Lo dicho está plenamente de acuerdo con los datos de la Fig. 33, donde puede verse la variación del grado de disociación α en % en función de la temperatura y de la presión, para el anhídrido carbónico.

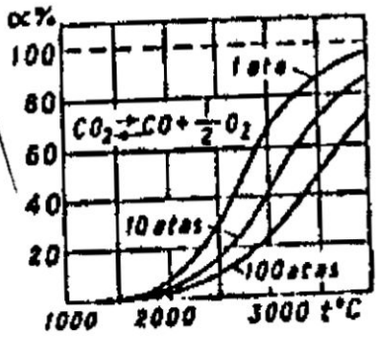


Fig. 33. Grado de disociación del anhídrido carbónico en función de la temperatura y de la presión.

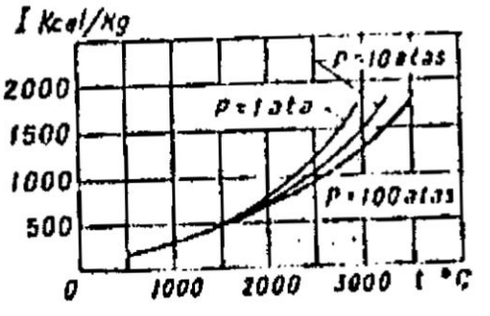


Fig. 34. Entalpía del anhídrido carbónico en función de la temperatura y de la presión.

Como en la disociación hay absorción de calor, la entalpía de los productos de combustión en la cámara de un CL es función no sólo de la temperatura, sino también del grado de disociación.

En este caso la influencia del grado de disociación (que es, para una temperatura dada, función de la presión de los gases) es importante sólo a temperaturas superiores a los 1500-2000°C, lo cual puede verse en la

fig. 34 donde se representa la entalpía del anhídrido carbónico en función de la temperatura, para diferentes presiones.

De esta manera el problema de determinar la temperatura de los productos de combustión en la cámara de un CL, mediante las ecuaciones [22] ó [23], se reduce a determinar la entalpía en función de la temperatura, teniendo en cuenta la variación de los calores específicos y de la disociación térmica, y a calcular el coeficiente de plenitud de la combustión del combustible.

Los productos de combustión de un combustible ordinario de cohete están compuestos de diversos gases: CO_2, CO, H_2O H_2, etc. cada uno de los cuales puede disociarse en mayor o menor grado.

Por eso la relación en peso o en volumen de los diversos gases, que entran en la composición de los productos de la combustión varía continuamente y en gran manera al variar su temperatura.

A título de ejemplo, en la Fig. 35 se representa la variación de las presiones parciales (proporcionales a la proporción en peso) de los diversos gases, que entran en la composición de los productos de combustión de un hidrocarburo en oxígeno (para $\alpha < 1$), en función de la temperatura.

En el caso que nos ocupa, hasta una temperatura del orden de 2000 abs en la mezcla hay solamente CO_2, H_2O, CO y H_2, variando su proporción, al elevarse la temperatura, debido a la marcha de la reacción del gas de agua:

$$H_2 + CO_2 \leftrightarrows H_2O + CO$$

Al aumentar más la temperatura, en la mezcla de los gases aparecen en grandes cantidades oxidrilo OH y oxígeno O_2. A temperaturas aún más elevadas las moléculas de oxígeno, hidrógeno y oxhidrilo comienzan a disociarse en los átomos separados, de manera que a 6000° abs en los productos de combustión existen principalmente átomos de hidrógeno y oxígeno y moléculas de CO.

La composición de los productos de combustión y su entalpía, a diferentes temperaturas y presione, pueden determinarse por los métodos de la Termodinámica Química, la cual estudia la aplicación de las leyes principales de la Termodinámica a los procesos químicos.

En Termodinámica Química se demuestra que, si en una mezcla de gases A, B C y D tiene lugar la reacción química reversible

$$a\ A + b\ B \leftrightarrows c\ C + d\ D$$

cuando esta reacción alcance el equilibrio dinámico, para el cual la cantidad de los productos iniciales y finales de la reacción permanece invariable, deberá observarse la igualdad:

$$\frac{P_C^c}{P_A^a}\frac{P_a^A}{P_B^b} = K_{ad}$$

donde

P_A, P_B, P_c y P_D = Presiones parciales de los gases que participan en la reacción;

K_{ad} = constante de equilibrio, que depende solamente de la temperatura

Los valores de las constantes de equilibrio en todas las reacciones de disociación térmica, que tienen lugar en los producto de combustión (constantes de disociación), son los datos iniciales para calcular la composición de los productos de combustión.

El método para calcular la composición y temperatura de los productos de combustión de los combustibles líquidos de cohete fue desarrollado en detalle por A.P. Vanic, Ja. B. Zel'dobie y A. 1. Poljapnoyj y otros autores, a cuyos trabajos remitimos al lector. Debido a que son muchos los gases distintos que entran en los productos de combustión, el cálculo de su composición, de la entalpía y respectivamente de la temperatura de combustión se hace muy laborioso y ocupa mucho tiempo. En la mayoría de los casos estos cálculos pueden acelerarse

con ayuda de nomogramas especiales.

Además, para muchos combustibles, en la bibliografía actual pueden verse directamente los resultados de cálculos parecidos para diferentes coeficientes de exceso de oxidante y diferentes presiones.

Veamos algunos de ellos.

En las figuras 36 y 37 pueden verse los resultados de los cálculos termoquímicos para algunos combustibles de cohete y valores diversos del coeficiente de exceso de oxidante α y una presión en la cámara de combustión del orden de 15-20 kg/cm^2. En la fig. 36 se representa la curva de la temperatura de combustión $T_2^{\cdot}$ en función de x o de α, para dos combustibles a base de oxígeno líquido. En la fig.37 se representan los mismos datos, para un combustible a base de ácido nítrico.

Al estudiar estas curvas se debe advertir que cuando α disminuye (a partir de la unidad), la temperatura de combustión hasta $\alpha \approx 0{,}9$ disminuye poco, y en algunos casos hasta aumenta (fig. 37).

Esto se explica porque, cuando el oxidante es insuficiente ($\alpha < 1$), en la cámara de combustión se halla gran cantidad de producto de la oxidación incompleta del comburente, H_2, CO, OH, es decir, las mismas sustancias, que aparecen a consecuencia de la disociación térmica. Á causa de esto, el grado de disociación, que corresponde a la consecución del equilibrio dinámico entre los productos iniciales y finales de la disociación, disminuye. Respectivamente aumenta también la cantidad de calor absorbida en la disociación.

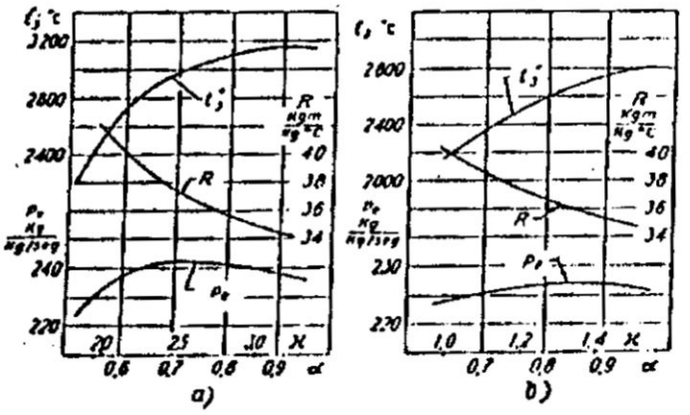


Fig. 36. Influencia del coeficiente de exceso de oxidante sobre la temperatura de combustión y el empuje específico
a-oxidante, oxígeno líquido: comburente, gasolina; P_2° = 21 kg/cm
b-oxidante, oxígeno líquido: comburente, 75% alcohol etílico y 25% agua; P_1^* ≒ 15 kg/cm^2

Por eso, a pesar de la gran disminución del poder del poder calorífico del combustible para $\alpha < 1$ (véase fig. 31), la temperatura de los productos de combustión disminuye muy poco y a veces hasta aumenta.

Además de poder determinar la temperatura de combustión, los cálculos termodinámicos permiten calcular la constante del gas R en la cámara, siendo para ello suficiente conocer la composición de los productos de combustión. En las figuras 36-37 pueden verse también las curvas de R en función de α. La disminución de α, como es natural, conduce a un aumento de la constante de gas, puesto que los productos de la combustión incompleta CO, H_2, etc., tienen peso molecular bajo con relación a H_2O y CO_2.

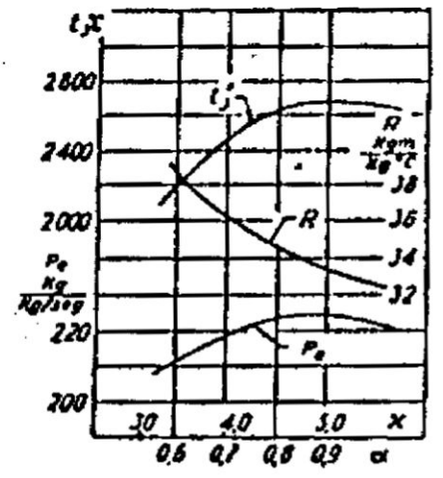


Fig. 37. Influencia del coeficiente de exceso de oxidante sobre la temperatura de combustión y el empuje específico. Oxidante, ácido nítrico; comburente, keroseno; P_2^* = 20 kg/cm^2.

La influencia combinada de la variación de la temperatura de combustión y de la constante de gas son causa de que la velocidad de salida de los gases de la tobera del motor, y respectivamente el empuje específico, alcancen su máximo para α mucho menor que la unidad (véanse las curvas inferiores de las

figs. 36 y 37). Por eso en los CL construidos el sistema de alimentación garantiza ordinariamente un suministro de oxidante y comburente en la cámara correspondiente a α = 0,7 + 0,85.

Si la combustión en la cámara de un CL es incompleta, disminuirá algo la temperatura de los gases y el empuje específico con respecto a los valores de las figuras 36 y 37; con todo cualitativamente la descripción hecha anteriormente conserva su validez.

El rendimiento de la combustión ε (véase ecuación [23]), si se consigue una mezcla apropiada de oxidante y comburente en la cámara, puede alcanzar valores elevados, del orden de ε = 0,92 + 0,96.

Se debe advertir que la determinación experimental de ε es extremadamente complicada, ya que con las temperaturas elevadas dominantes en los CL y la falta de uniformidad notable de la corriente, la medición directa de T_3^* y de las otras magnitudes, que hacen falta para determinar ε es poco segura.

Sin embargo, puede lograrse una estimación general de la calidad de trabajo de la cámara de combustión de un CL, determinando experimentalmente sólo el gasto de combustible y la presión en la cámara de combustión, que pueden medirse con suficiente exactitud.

En efecto, el gasto de gas a través de la tobera de sección crítica F_{crs}, se determina por la ecuación [18j, de la cual se deduce que

$$\frac{P_2^* F_{cr}}{G_\Sigma} = \frac{\sqrt{RT_2^*}}{\varphi_o \%}$$

donde el coeficiente X para saltos supercríticos es constante y el coeficiente φ_o, que tiene en cuenta el rozamiento y la no uniformidad de la corriente en la zona subcrítica de la tobera, suele ser cercano a la unidad (φ_o 0,98 + 0,99).

De esta manera la relación $K = P_3^* F_{cr}/G$, que tiene las dimensiones de un empuje específico, depende prácticamente sólo de la temperatura de, combustión y de la composición de los productos de combustión (que influyen en R y X).

Por eso, si K_{real} es el valor de K medido experimentalmente, y K_{teorc}. el valor calculado para el caso de combustión completa y, expansión isentrópica del gas en la zona subcrítica de fa tobera, permaneciendo igual la presión inicial, la relación

$$\varphi_{re} \approx \frac{K_{real}}{K_{teor}} \qquad \text{Ec. [24]}$$

será la relación del gasto real de, a través de la tobera de una F_{er} dada, al teórico (para una presión dada en la cámara), y puede tomarse como criterio de la perfección con que se realizan los procesos en la cámara de combustión. Utilizando las ecuaciones [16,18] y [16,23], y despreciando la influencia de que la combustión sea incompleta sobre *k* y *R*, puede establecerse la relación aproximada siguiente entre el coeficiente φ_{rc} y el rendimiento de la combustión:

$$\varphi_{re} \approx \frac{\sqrt{\varepsilon}}{\varphi_o} \qquad \text{Ec. [25]}$$

Como una pequeña variación del gasto de combustible en el motor trae consigo, según [18], una proporcional de la presión en la cámara, el coeficiente φ_{cc} puede considerarse como la relación de la presión real (medida) en la cámara de combustión a la teórica, para un gasto de combustible dado, por lo cual φ_{cc} puede denominarse coeficiente de presión en la cámara. Si la combustión es buena, φ_{cc} puede llegar a valer 0,95 + 0,98.

4.1.7. CALCULO GASODINAMICO DE LA TOBERA DE UN CL

El cálculo gasodinámico de la tobera de un CL comprende la determinación de la velocidad de salida de los gases y de las dimensiones principales de la tobera (D_{cr}, D_t). los datos iniciales de este cálculo son el gasto de gas, sus parámetros a la salida de la cámara de combustión (P_3^* , T_3^*) y la presión en la sección de salida de la tobera (P_1).

Se deberá conocer también la composición de los productos de combustión, que determina su calor específico y su constante de gas.

La tobera puede calcularse por diversos métodos. Puede hacerse un cálculo aproximado de la misma manera que en las toberas de salida de los aerorrelactores, pero el exponente de la adiabática (isentrópica) y la constante de gas de los productos de, combustión de un CL, no sólo difieren sustancialmente de los valores correspondientes en los AR, sino que además varían en el proceso dè la expansión, al variar la composición del gas. Para un cálculo aproximado de la tobera puede tomarse provisionalmente un valor medio del exponente de la adiabática del proceso de expansión, según la composición del combustible, dentro de los siguientes límites:

Keroseno + oxígeno, k = 1,08 + 1,10;

Oxígeno + alcohol, k = 1,12 – 1,16;

Ácido nítrico + keroseno, k = 1,14 – 1,20

Los valores menores de k corresponden a temperaturas T_3^* más elevadas. El valor medio de la constante de gas, que no varía mucho en el proceso de expansión, puede suponerse aproximadamente igual a su valor a la salida de la cámara de combustión.

La determinación exacta de los valores medios de k y R en la tobera de un CL se complica porque en una tobera el proceso de salida de los gases, además de rozamiento y de cesión de calor, va

acompañado de una serie de fenómenos suplementarios: variación de la composición de los productos de combustión, a causa de la combustión misma y de la asociación de las moléculas, que se habían disociado en la cámara de combustión; posible ausencia de equilibrio químico y energético en los productos de combustión, debido a que los procesos se suceden rápidamente, etc.

Detengámonos brevemente en los conceptos de equilibrio químico y energético de los productos de combustión. Comencemos por el equilibrio químico.

Como es sabido, el gas en la cámara de combustión de un CL se halla muy disociado. En la tobera disminuye la temperatura y la presión. Lo primero contribuye a la disminución del grado de disociación, lo segundo a su aumento. Sin embargo la disminución de la temperatura tiene mayor influjo. Como consecuencia el grado de disociación disminuye a lo largo de la tobera. Si hay tiempo para que la composición del gas varíe en conformidad absoluta con el valor que van tomando las constantes de disociación, es decir en cada sección de la tobera tiene tiempo de establecerse el equilibrio dinámico entre los procesos de disociación y asociación, el flujo de salida de los gases se dirá químicamente equilibrado. Teniendo en cuenta la brevedad del proceso de salida de los gases puede que no haya tiempo de establecerse este equilibrio y el flujo de salida será químicamente desequilibrado. El grado de desequilibrio químico depende de la relación entre el tiempo necesario para la asociación de las moléculas y el tiempo de permanencia de las mismas en la tobera.

El tiempo de la asociación depende principalmente de la temperatura del gas, puesto que cuanto más elevada sea ésta tanto mayor será la velocidad de la reacción de asociación. El tiempo de permanencia depende de la longitud de la tobera y de la velocidad del movimiento del gas. Cuando más larga sea la tobera y menor la velocidad del movimiento del gas, tanto mayor será el tiempo de permanencia.

Se entiende por proceso *energéticamente equilibrado* aquel proceso termodinámico en el cual se verifica una correspondencia determinada entre la energía del movimiento molecular y la energía del movimiento internomolecular del gas (energía de movimiento vibratorio de los átomos en la molécula). La variación del grado de excitación de una u otra forma de movimiento de las moléculas y de los átomos, al variar rápidamente la temperatura del gas varía más lentamente la energía de movimiento vibratorio de las moléculas que la energía del movimiento de traslación y rotación de las mismas. Por eso, en el proceso de expansión del gas en la tobera la distribución de la energía entre las diversas formas de movimiento (o como se dice también entre los grados de libertad) de la molécula puede no ser la correspondiente al valor instantáneo de la temperatura del gas, es decir el proceso de expansión será *energéticamente desequilibrado.*

Para una misma variación de la temperatura del gas corresponderá en un proceso energéticamente desequilibrado *menor* variación de la energía de los movimientos oscilatorios y parcialmente de los rotatorios) y por consiguiente menor valor del calor específico (mayor valor de k), que en un proceso energéticamente equilibrado.

El grado de desequilibrio energético del proceso de expansión del gas en la tobera depende de la velocidad de variación de la temperatura del gas en el proceso de expansión, y de la rapidez de la redistribución de la energía entre las diversas formas del movimiento de las moléculas.

En la actualidad aún no se han estudiado bien las características cinemáticas del restablecimiento del desequilibrio químico y energético en la tobera de un CL y el grado de equilibrio del proceso del flujo de salida de los gases.

Sin embargo, los datos experimentales demuestran que el proceso de salida del gas en las toberas de los CL se aproxima al de equilibrio particularmente en los motores de grandes dimensiones, en los que el tiempo de permanencia del gas en la tobera es relativamente grande.

Si prescindimos de la plenitud de la combustión, del rozamiento, y de la cesión de valor a la camisa de refrigeración, y suponemos que el proceso de salida de los gases es equilibrado, los parámetros del gas en la sección de salida de la tobera, para un valor dado de P_{cc} pueden determinarse suponiendo la entropía constante en el proceso de expansión. Para ello fijándose una serie de valores de la temperatura del gas $T_{t.ed'}$ se determinan, por medio de los valores correspondientes de las constantes de equilibrio y por el P_t fijado, la composición de los productos de combustión en la sección de salida de la tobera, y después se determina la entropía de los productos de combustión a la salida de la tobera S, (la entropía de los productos de combustión a la entrada de la tobera S_2^*, debe determinarse mediante el cálculo del proceso de combustión). La temperatura $T_{t.ed'}$ para la cual $S_t = S_3^*$, será también la temperatura buscada del gas en la sección de salida de tobera, cuando este proceso tiene lugar adiabáticamente. La elección del valor buscado de $T_{t.ed'}$ puede hacerse más rápidamente construyendo por puntos las curva S_t =/(T_t) y determinado el punto de intersección de la misma con la horizontal $S = S_3^*$.

El valor de $T_{t.ed'}$ y la composición de los productos de combustión en la sección de salida de la tobera determinan la entalpía delgas en esta sección $I_{t\ .ed'}$. Con esto, mediante la ecuación de conservación de la energía puede determinarse la velocidad de salida de los gases:

$$C_{t.at} = \sqrt{2g\frac{I_3^* - I_{t.act}}{A}} = 91{,}5\sqrt{I_3^* - I_{tcrt}}$$

Para tener en cuenta la discrepancia del proceso real de expansión del gas en la tobera con el que hemos supuesto, se introduce por analogía con otros tipos de motores el coeficiente de velocidad φ_c:

$$c_t = \varphi_o c_{t..ad} = 91{,}5\varphi_c\sqrt{I_3^* - I_{t.ad}}$$

menor la velocidad del movimiento del gas, tanto mayor será el tiempo de permanencia.

Se entiende por proceso *energéticamente equilibrado* que proceso termodinámico en el cual se verifica una correspondencia determinada entre la energía del movimiento molecular y la energía del movimiento intermolecular del gas (energía de movimiento vibratorio de los átomos en la molécula). La variación del grado de excitación de una u otra forma de movimiento de las moléculas y de los átomos, al variar la temperatura del gas, determina su calor específico. Al variar rápidamente la temperatura la temperatura del gas varía más lentamente la energía de movimiento vibratorio de las moléculas que la energía del movimiento de traslación y rotación de las mismas. Por eso, en el proceso de expansión del gas en la tobera la distribución de la energía entre las diversas formas del movimiento (o como se dice también entre los grados de libertad) de la molécula puede no ser la correspondiente al valor instantáneo de la temperatura del gas, es decir el proceso de expansión será *energéticamente desequilibrado.*

Para una misma variación de la temperatura del gas corresponderá en un proceso energéticamente desequilibrado *menor* variación de la energía interna del gas (ya que se retrasa la variación del nivel de energía de los movimientos oscilatorios y parcialmente de los rotatorios) y por consiguiente menor valor del calor específico (mayor valor de k), que en un proceso energéticamente equilibrado.

El grado de desequilibrio energético del proceso de expansión del gas en la tobera depende de la velocidad de variación de la temperatura del gas en el proceso de expansión, y de la rapidez de la redistribución de la energía entre las diversas formas del movimiento de las moléculas.

En la actualidad aún no se han estudiado bien las características cinemáticas del restablecimiento del equilibrio químico y energético en la tobera de un CL y el grado de equilibrio del proceso del flujo de salida de los gases.

Sin embargo, los datos experimentales demuestran que el proceso de salida del gas en las toberas de los CL se aproxima al de equilibrio particularmente en los motores de grandes dimensiones, en los que el tiempo de permanencia del gas en la tobera es relativamente grande.

Si prescindimos de la plenitud de la combustión, del rozamiento, y de la cesión de calor a la camisa de refrigeración, y suponemos que el proceso de salida de los gases es equilibrado, los parámetros del gas en la sección de salida de la tobera, para un valor dado de P_{cc} pueden determinarse suponiendo la entropía constante en el proceso de expansión. Para ello fijándose una serie de valores de la temperatura del gas $T_{t\ ad'}$ se determinan, por medio de los valores correspondientes de las constantes de equilibrio y por el P_t fijado, la composición de los productos de combustión en las sección de salida de la tobera, y después se determina la entropía de los productos de combustión de salida de la tobera S, (la entropía de los productos de combustión a la entrada de la tobera S_3^*, debe determinarse mediante el cálculo del proceso de combustión). La temperatura $T_{t\ ad'}$ para la cual $S_t = S_3^*$, será también la temperatura buscada del gas en la sección de salida de la tobera, cuando este proceso tiene lugar adiabáticamente. La elección del valor buscado de $T_{t\ ad'}$ puede hacerse más rápidamente construyendo por puntos la curva $S_t = f(T_t)$ y determinando el punto de intersección de la misma con la horizontal $S = S_3^*$.

El valor de $T_{t\ ad'}$ y la composición de los productos de combustión en la sección de salida de la tobera determinan la entalpía del gas en esta sección $I_{tad'}$. Con esto, mediante la ecuación de conservación de la energía puede determinarse la velocidad de salida de los gases:

$$C_{t.ad} = \sqrt{2g\frac{I_3^* - I_{t.ad}}{A}} = 91{,}5\sqrt{I_3^* - I_{t\,a/t}}$$

Para tener en cuenta la discrepancia del proceso real de expansión del gas en la tobera con el que hemos supuesto, se introduce por analogía con otros tipos de motores el coeficiente de velocidad φ_c:

$$C_t = \varphi_c C_{t.ad} = 91{,}5\,\varphi_c \sqrt{I_3^* - I_{t.ad}}$$

Después mediante la ecuación del gasto es posible hallar el área F_t de la sección de salida de la tobera:

$$F_t = \frac{G_\Sigma}{C_t T_t \mu},$$

donde el coeficiente μ, que tiene en cuenta la no uniformidad y no paralelismo de la corriente, es igual a 0,97 + 0,98

la determinación de los parámetros del gas y del área para secciones intermedias de la tobera (para $P^*_3 > P > P_t$) en principio puede llevarse a cabo lo mismo que para la sección de salida; pero como los cálculos termodinámicos son muy laboriosos, el cálculo de las secciones intermedias de la tobera suele hacerse por lo métodos expuestos en anteriormente, tomando aquí un valor medio del exponente k:

$$k_m = \frac{\log\left(P_3^* / P_t\right)}{\log\left(P_3^* / P_t\right) + \log\left(T_3 / T_3^*\right)}$$

y de la constante del gas:

$$R_m = \frac{R_3^* + R_t}{2} \qquad \text{Ec.} \quad (26)$$

Conocido es también el método de calcular la tobera basado en la utilización del diagrama IS de los productos de combustión, habiendo tenido en cuenta en su trazado la variación del calor específico y del grado de disociación con la temperatura y presión en el proceso de expansión.

El diagrama IS se traza para un determinado combustible y un coeficiente de exceso de oxidante fijo, a base de cálculos termoquímicos, fundados en la utilización de las tablas de entalpías totales, de las constantes de equilibrio y de la ecuación de conservación de la energía. Todos los cálculos, en que se utiliza el diagrama IS, suelen llevarse a cabo suponiendo que la combustión es completa y que el proceso de salida de los gases es adiabático. Las correcciones por combustión incompleta y por pérdida en la salida de los gases se introducen directamente en los resultados finales de cálculo, aunque en principio el diagrama IS permite también calcular por separado las pérdidas en la cámara de combustión y en la tobera.

En el diagrama IS (fig. 38), o sea en el plano entalpía-entropía, se calculan y trazan las líneas de presión constante (isóbaras), de temperatura constante (isotermas) y de volumen específico constante (isócoras). En el diagrama se ha trazado también la línea horizontal correspondiente a la entalpía de los productos de combustión en la cámara, para una combustión completa (I_3^*).

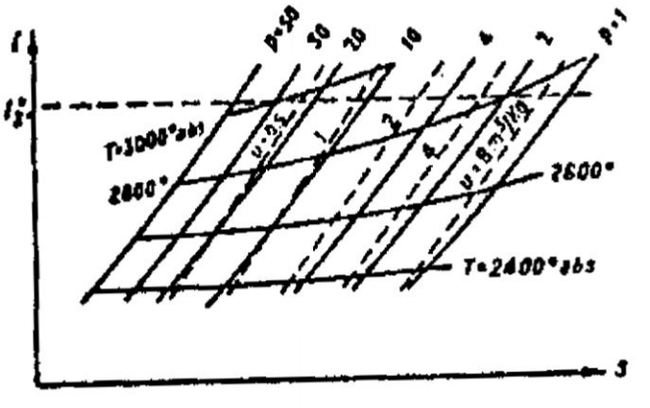


fig. 38. Esquema de un diagrama IS de los productos de combustión

En la fig. 39 se reduce un ejemplo de este tipo de diagrama, para los productos de combustión de un 75% de alcohol etílico en oxígeno líquido para $\alpha = 0,7$.

El proceso de expansión del gas en la tobera va acompañado de una disminución de entalpía; por eso en cualquier sección de la tobera $I < I_3^*$. Ahora bien, a cada punto del diagrama que se encuentra por debajo de I_3^* corresponde, en virtud de la ecuación de la energía, una determinada velocidad del gas:

$$C_{ad} = \sqrt{\frac{2g}{A}\left(I_3^* - I\right)} = 91{,}5\sqrt{I_3^* - I} \qquad \text{Ec. [27]}$$

La escala o gráfica de velocidades determinada por la ecuación [27] con frecuencia se dibuja directamente en el diagrama (véase fig. 39).

Finalmente, en el diagrama IS por debajo de la línea I_3^* se traza la red de líneas del producto velocidad x peso específico constante, $c_\gamma = c/\upsilon$ = const. (υ = volumen específico del gas). Estas líneas corresponden a un valor constante del gasto del gas por unidad de área de sección transversal de la tobera G/F = const. Resulta cómodo en la práctica expresar esta magnitud en función del llamado diámetro específico d, que es el diámetro de un círculo en el que el gasto a través de él es de 1 kg/seg.

El diámetro específico en cualquier punto del diagrama IS puede calcularse por ecuación del gasto, y se determina por la igualdad:

$$d = 118\frac{\sqrt{\upsilon}}{\sqrt{T_3^* - I}}\,\text{mm} \qquad \text{Ec. [28]}$$

Para calcular una tobera con el diagrama IS deben fijarse, lo mismo que para calcular por medio del exponente medio del proceso, la presión en la cámara de combustión P_3^*, la presión en la sección de salida de la tobera P_t y el gasto de gas G_Σ.

Dada una presión P_3^* puede determinarse en el diagrama IS el punto 3', que corresponde al estado de los productos de combustión en la cámara (para una combustión completa). Este punto (fig. 40) es el de

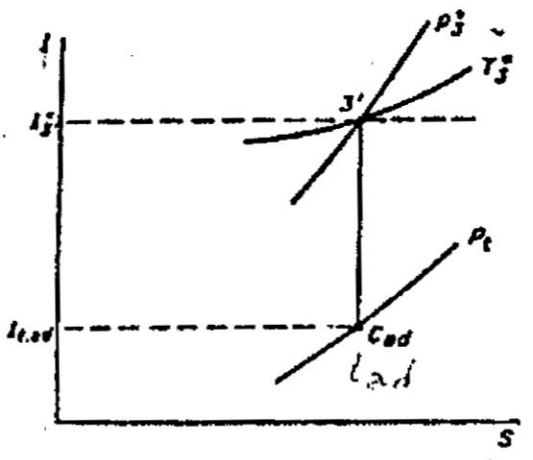


Fig. 40. Determinar de la temperatura de combustión con ayuda del diagrama IS.

intersección de la isobara P_3^* con la horizontal P_3^*. Por la isoterma, que pasa por el punto 3 (o interpolando, si se encuentra entre dos isotermas) puede hallarse la temperatura P_3^*. De esta modo utilizando el diagrama IS en los cálculos termodinámicos se ahorra la determinación de los parámetros del gas a la entrada de la tobera. El proceso adiabático de la salida de los gases sin rozamiento se representa en el diagrama IS por una línea vertical o isentrópica. por lo cual el punto de intersección de la línea vertical trazada desde 3' con la isobara P_t determina el estado de gas en la sección de salida de la tobera, para una expansión adiabática (véase fig. 40). La velocidad teórica de salida correspondiente se determina por la ecuación de la energía:

$$c_{t.isor} = 91{,}5\sqrt{I_3^* - I_{t\ ad}}$$

o puede leerse directamente en la escala de velocidades, si existe dicha escala en el diagrama. La velocidad de salida obtenida de esta manera determina el empuje específico teórico, en régimen de diseño:

$$P_{t.teor} = \frac{C_{t.teor}}{g}$$

La velocidad de salida y el empuje específico reales serán menores que los teóricos, a causa de la combustión incompleta y de las pérdidas en la tobera producidas por el rozamiento, por la conicidad de la zona de salida de la tobera, por ondas de choque, etc.

La relación del empuje específico real al teórico $\varphi_P = \frac{P_c}{P_{t.teor}}$ puede denominarse *coeficiente de empuje específico del CL.* El coeficiente de empuje específico en régimen de diseño, para toberas con los ángulos de conicidad usuales, es del orden de $\varphi_P = 0{,}90 \div 0{,}95$. De esta manera la velocidad de salida y el empuje específico reales de la cámara de un CL serán los siguientes:

$$C_t = \varphi_r 91{,}5\sqrt{I_3^* - I_{t-ad}} \qquad \text{Ec. [29]}$$

$$P_t = \frac{C_t}{g} = \varphi_P P_{t.teor} \qquad \text{Ec. [30]}$$

Las dimensiones de las secciones críticas y de salida de la tobera pueden determinarse con ayuda del diagrama IS, de la siguiente manera. Una curva cualquiera $C\gamma$ = const. Puede o bien cortar a la isentrópica 3' – t_{ad} en dos puntos, o serle tangente, o no tener con ella ningún punto común. Los tres casos pueden verse en la fig. 41, verificándose que:

$$(CT)_2 > (CT)_2 > (CT).$$

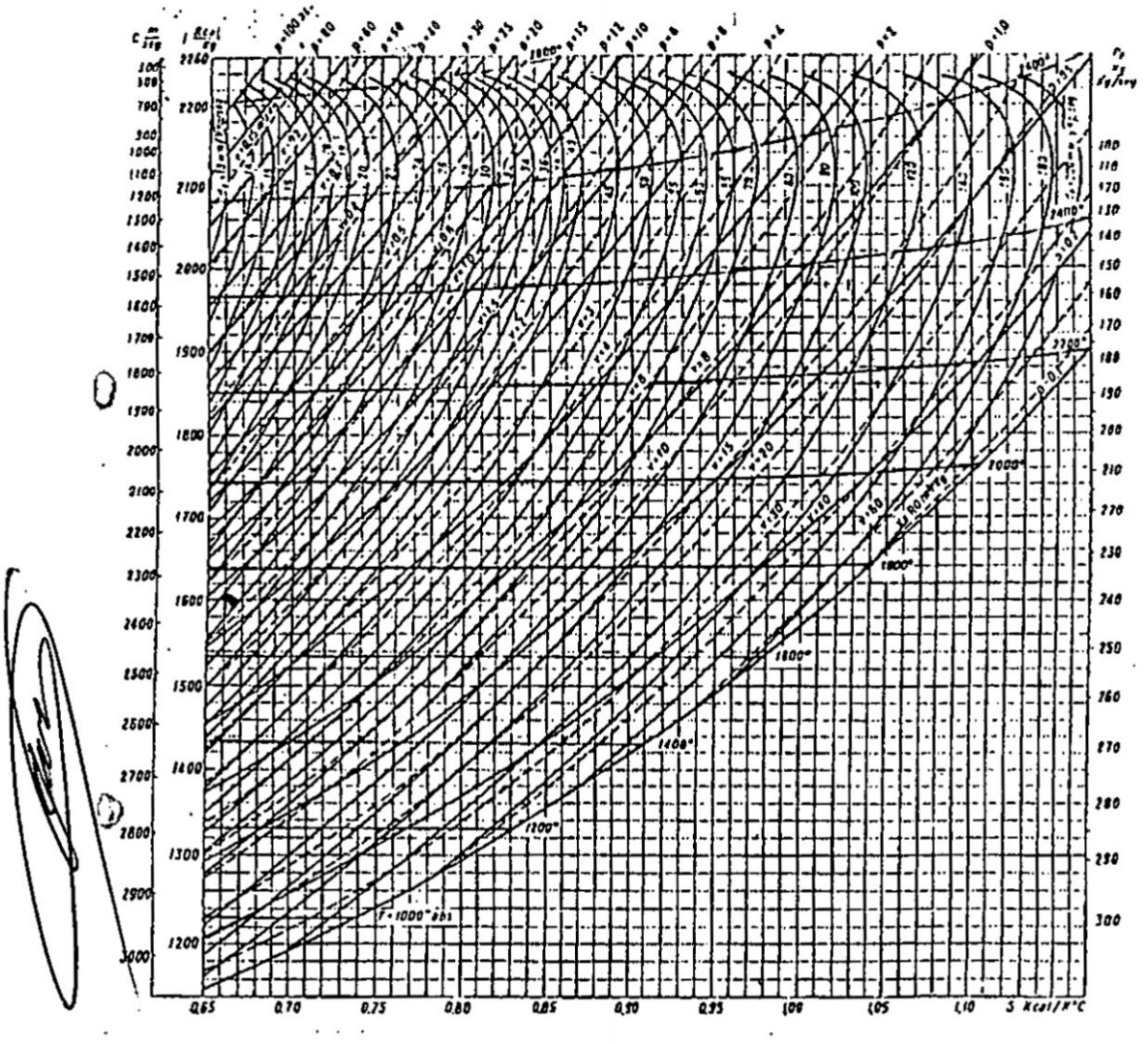


Fig. 39. Diagramas IS de los productos de combustión de 75% (en peso) de alcohol etílico en oxígeno líquido para α = 0,7

El caso de la intersección de la isentrópica con la curva $c\gamma$ = const en dos puntos (curva 1 en la fig. 41) corresponde a las dos sección de la tobera de igual área, una de las cuales se halla antes de la sección crítica y otra después.

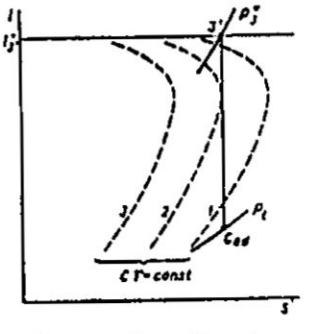


Fig., 41. Curvas $C\gamma$ = Const., en el diagrama IS.

El caso de que la curva $c\gamma$ = const sea tangente a la vertical S = Const. (curva 2 en la fig. 41) corresponde al gasto específico máximo posible, para una isentrópica dada.

De la ecuación del gasto escrita sin tener en cuenta la falta de uniformidad y paralelismo de la corriente:

$$G_\Sigma = F\ c\gamma\ ,$$

se deduce que el máximo de $c\gamma$ correspondiente a la sección mínima (crítica) de la tobera. Por eso el punto de tangencia corresponde a los parámetros del gas en la sección crítica de la tobera ($d_o = d_{cr}$), y él determina al área de la sección crítica:

$$D_{cr.teor} = d_{cr}\sqrt{G_\Sigma} \qquad \text{Ec. [31]}$$

El diámetro de la sección de salida de la tobera se determina por el diámetro específico en el punto t_{ad}

$$D_{cr.teor} = d_{t.ad}\sqrt{G_\Sigma} \qquad \text{Ec. [32]}$$

La combustión incompleta y demás desviaciones del proceso ideal pueden tenerse en cuenta, al determinar el diámetro de la sección crítica de la tobera, utilizando el coeficiente de presión en la cámara φ_{cr}. De la definición de este coeficiente [24] se deduce que para una misma presión inicial P_3^* e idénticos gastos de combustible:

$$F_{cr} = F_{cr.teor}\ \varphi_{cc},$$

de donde

$$D_{cr} = D_{cr.teor}\sqrt{\varphi_{cc}}\ ,$$

O, teniendo en cuenta [31],

$$D_{cr} = d_{cr}\sqrt{\varphi_{cc} G_\Sigma} \qquad \text{Ec. (33)}$$

Podría introducirse una corrección análoga en la ecuación del diámetro de la sección de salida de la tobera [32], pero no es muy

necesario, puesto que la influencia de las pequeñas variaciones de F_t sobre el empuje del motor en la proximidad del régimen de diseño no es importante.

El cálculo del motor con ayuda del diagrama IS aventaja a los otros métodos de cálculo, puesto que permite literalmente en pocos minutos determinar todas las dimensiones principales y datos del motor, y al mismo tiempo tener en cuenta automáticamente la variación de los calores específicos y del grado de disociación de los gases en el proceso de expansión.

Pero el cálculo necesario para el trazado del diagrama IS es muy laborioso, haciendo falta para cada combustible nuevo o cada nuevo coeficiente de exceso de oxidante α un nuevo diagrama. Por eso en la práctica para calcular una tobera conviene aplicar ambos métodos expuestos: el diagrama IS y los cálculos termodinámicos directos.

El método de trazado de las zonas anterior y posterior a la crítica de la tobera por medio de las áreas de las secciones crítica y de salida obtenidas, así como el método de cálculo de la influencia de la conicidad de la zona de salida de la tobera sobre el empuje.

4.1.8. CARACTERISTICAS DE UN CL

Se llama características de un cohete las curvas del empuje y del empuje específico en función de la velocidad de vuelo C_o de la altura de vuelo H y del régimen de funcionamiento del motor, que en un CL puede caracterizarse por el gasto de combustible o por la presión en la cámara.

Sobre el empuje específico influye también, como queda expuesto, el coeficiente de exceso de oxidante α. En régimen de diseño el motor de ordinario trabaja con un α, que garantiza el empuje específico máximo. Cuando varía el régimen de funcionamiento del motor, el coeficiente α varía también algo. Sin embargo, esta variación no suele ser grande. Por eso, de ahora en adelante supondremos que α

es constante. En rigor las características del CL deberían estudiarse teniendo en cuenta el gasto de combustible en el accionamiento del grupo turbo-bomba. Pero, si el sistema de regulación está bien elegido, este gasto, en los regímenes principales de funcionamiento, es sólo una parte insignificante del gasto total de los componentes de combustible. Más adelante se estudiarán las características del CL sin tener en cuenta el gasto de combustible en el accionamiento del GTB ni los otros gastos de energía asociados con el funcionamiento del sistema de alimentación del motor.

Características en función de la velocidad de vuelo. De ordinario se supone que el empuje de un CL no depende de la velocidad de vuelo, ya que no dependen de ella, los procesos que se desarrollan en la cámara de combustión y en la tobera.

Sin embargo, si por empuje del motor se entiende la diferencia de las fuerzas, que actúan sobre el avión (cohete) cuando funciona el motor y las actúan sobre el mismo, cuando no funciona, la ecuación [1] debe escribirse de otra manera:

$$P = \frac{G_\Sigma}{g} c_t + F_t (P_t - P_2), \qquad \text{Ec.} \quad [34]$$

donde P_2 = presión en la sección final de la tobera del CL, cuando el motor no funciona (presión de salida). El significado de la expresión [34] es que en vuelo, cuando el motor no funciona, en la sección final de la tobera existe cierta presión P_2 inferior a la atmosférica, pero cuando el motor funciona, existe la presión p_t. De esta manera, cuando el motor funciona y $P_4 > P_2$ la resistencia de la aeronave es menor. Esta disminución de la resistencia queda incluida también en el empuje del motor, si se determina éste por la fórmula [34].

A velocidades supersónicas de vuelo elevadas, P, puede ser mucho menor que P_H, por eso el empuje del CL, determinado por [34], aumentará al aumentar la velocidad de vuelo.

Sin embargo la diferencia entre P, y P_H depende no sólo del

número M de vuelo, sino también de la forma del fuselaje del avión o del cohete. Por lo tanto el empuje calculado por [34] resulta algo indeterminado y deja de ser característico del motor solamente. Por eso, en adelante para determinar el empuje se tomará la fórmula [1], según la cual el empuje de un CL no depende de la velocidad de vuelo. La diferencia entre P_2 y P_H puede en cada caso particular tenerse en cuenta introduciendo una corrección en el valor de la resistencia de la aeronave.

La características de altura de un CL se trazan en forma de curvas del empuje P y del empuje específico P, en función de la altura de vuelo, para diversos valores constantes de G_Σ o P_3^*.

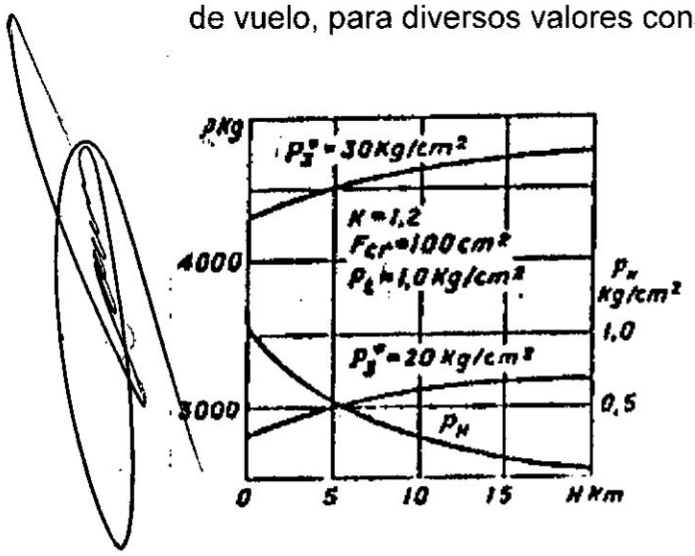


Fig. 42. Empuje de un CL en función de la altura de vuelo.

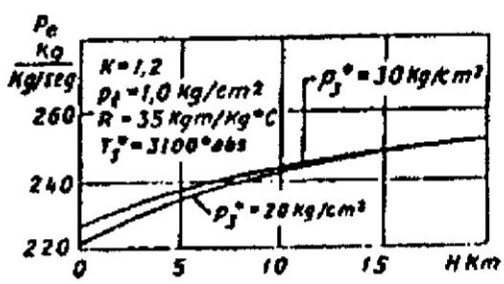


Fig. 43. Empuje específico de un CL, en función de la altura de vuelo.

En la figura 42 se representan las curvas de la altura de vuelo en función del empuje para dos CL de cámara única que trabajan con valores constantes de P_3^* e iguales a 20 y 30 kg/cm^2 y en la figura 43 se representan las curvas correspondientes del empuje específico en función de la altura de vuelo.

Como se ve en estas figuras, el empuje y el empuje específico de un CL a presión constante en la cámara (o gasto constante de combustible) aumentan con la altura. Esto se explica por el aumento del gasto de expansión de gas P_3^*/P_H (a causa de la disminución de la

presión P_H), y por el aumento a causa de lo mismo de la velocidad de salida de los gases c_5, o en otras palabras, por la disminución de la presión atmosférica, que actúa sobre la superficie exterior del motor, para una misma distribución de la presión de los gases en la superficie interior. Hasta alturas H = 15 20 km el empuje y el empuje específico del CL crecen, en relación con sus valores al nivel del mar, en un 10-15% (para una presión P_3^* = 20 ÷ +30kg/cm^2); más adelante el aumento es ya insignificante.

Al aumentar la presión en la cámara de combustión, el incremento de empuje y empuje específico es menor, puesto que entonces disminuye la influencia de la presión P_H sobre el empuje del CL.

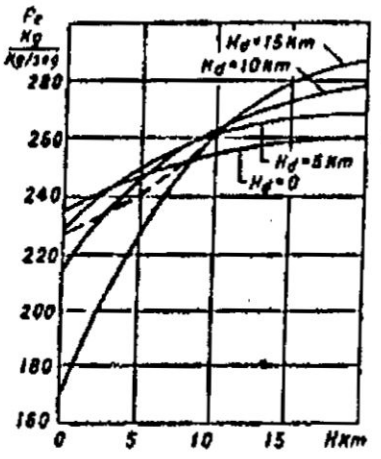


Fig. 44. El P_o de diferentes CL con alturas de diseño diferentes, en función de la altura de vuelo.

Las características de altura, que se representan en las figuras 42 y 43, se refieren a motores, cuyas toberas fueron diseñadas para una altura H_d = 0 (se entiende por altura de vuelo de diseño la altura, en la cual se observa la igualdad P_t = P_H, es decir, en que la tobera trabaja en régimen de diseño). Al variar la altura de diseño de la tobera varía la forma de la característica de altura de un CL.

En la figura 44 se muestran las curvas de los empuje específicos de una serie de motores con presiones idénticas en la cámara y alturas de diseño diversas de las toberas en función de la altura H.

De esta figura se desprende que, al aumentar la altura de diseño, el empuje específico del motor al nivel del mar disminuye, pero su aumento con la altura se hace más intenso. Esto se explica porque, al aumentar la altura de diseño de la tobera, aumenta la desviación de su régimen de funcionamiento del de diseño a nivel del mar y a alturas pequeñas. Entonces sobre un área grande de la superficie interior de la tobera la

presión del gas es menor que la atmosférica y el empuje disminuye notablemente. Por otra parte, cuanto más elevada sea la altura de diseño de la tobera tanto menor será la desviación del régimen de diseño a grandes alturas.

El empuje específico del motor con este tipo de tobera, a su altura de diseño y a mayores alturas, es mayor que los empujes específicos de un motor, cuya tobera tiene altura de diseño más reducida. En las toberas de los CL con alturas de diseño mayores de 6-7 km, según lo dicho en anteriormente, al nivel del mar y a alturas pequeñas, puede tener lugar el desprendimiento de la corriente.

Con el desprendimiento, según se dijo anteriormente, mejoran las características de la tobera en los regímenes de sobreexpansión.

En la figura 44 se ha dibujado con línea de trazos una parte de las características de altura de motores, que funcionan con desprendimiento de la corriente en la tobera. Esta curva es válida para toda H_d, para la que es posible el desprendimiento. Como se ve en esta figura, el empuje de un CL con altura de diseño de la tobera H_d = 15 km, cuando funciona al nivel del mar, crece con el desprendimiento de la corriente aproximadamente en un 35%.

Las características de un CL en función del gasto de combustible son las correspondientes a las características universalmente adoptadas para una serie de motores en función del número de revoluciones (llamadas comúnmente características de estrangulamiento).

En lugar de las características en función del gasto de combustible G_Σ suelen considerarse las características en función de la presión P_3^* al final de la cámara de combustión o de la presión P_2 al comienzo de la cámara, que es la que de ordinario se mide en el motor. Todas estas características se llaman de gasto.

Las características de gasto trazadas en función de P_3^* , P_2 o G_Σ,

tienen la mismísima forma, porque todas estas magnitudes con gran exactitud son proporcionales una o otra. La proporcionalidad de las presiones al comienzo y final de la cámara de combustión puede demostrarse fundándose en la ecuación de la cantidad de movimiento, establecida para las secciones indicadas de la cámara cilíndrica, debiéndose advertir que las presiones P_3^* y P_2 no sólo son proporcionales, sino también muy próximas una a otra.

La proporcionalidad de P_3^* y el gasto de combustible se deduce de la ecuación [18]. Las magnitudes R, T_3^* y X, que entran en esta ecuación, varían al variar P_3^* (a causa de la variación del grado de disociación). Sin embargo estas variaciones son pequeñas, porque los CL suelen trabajar con gran exceso de comburente, lo cual disminuye el grado de disociación de los productos de combustión en la cámara.

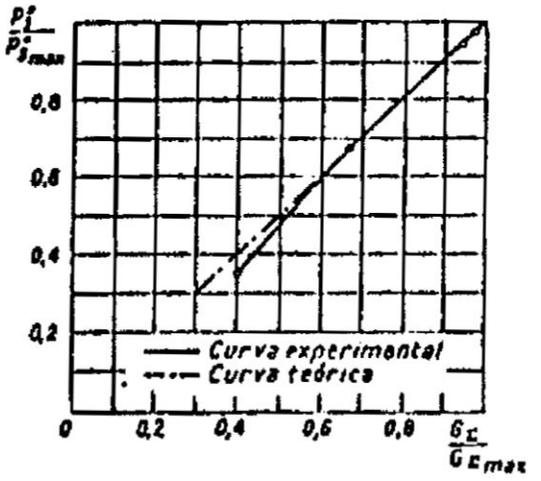


Fig. 45. Variación de la presión de la cámara en función del gasto de combustible

Además los cambios que experimentan R y T_3^* al variar P_3^* tienen signo contrario. Al aumentar P_3^*, por ejemplo, T_3^* crece (a causa de la disminución del grado de disociación), pero simultáneamente aumenta el peso molecular de los productos de combustión, y R disminuye.

Por esta razón P_3^* es prácticamente proporcional a G_Σ en casi toda la gama de variación del gasto de combustión (Fig. 45).

Solamente cuando el estrangulamiento del motor es grande, se infringe esta proporcionalidad, principalmente a causa del

empeoramiento de la pulverización del combustible y de la disminución de la plenitud de su combustión.

Consideremos las características de gasto de un CL bajo la forma de curvas del empuje y empuje específico en función de la presión P_3^*. En las figuras 46 y 47 se representan estas características, para alturas diversas de vuelo. Allí puede verse que al aumentar la presión en la cámara, el empuje del motor aumenta según una ley lineal. El aumento del empuje tiene lugar a consecuencia del aumento del gasto del gas y del gasto específico. El empuje específico en este caso aumenta porque crece el salto de presiones P_3^*/P_H , y respectivamente la velocidad C_5.

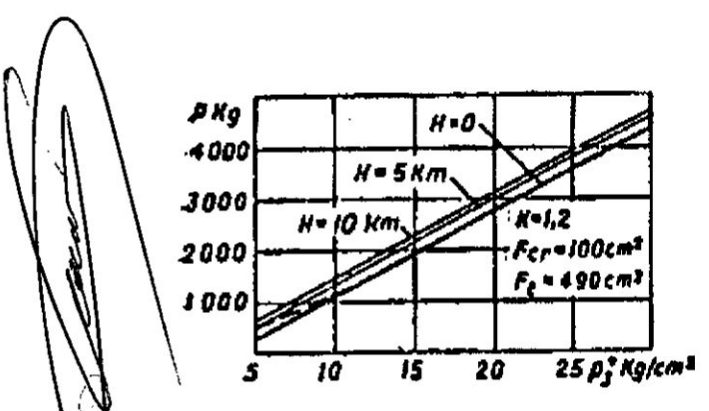


Fig. 46. Empuje de un CL en función de la presión en la cámara.

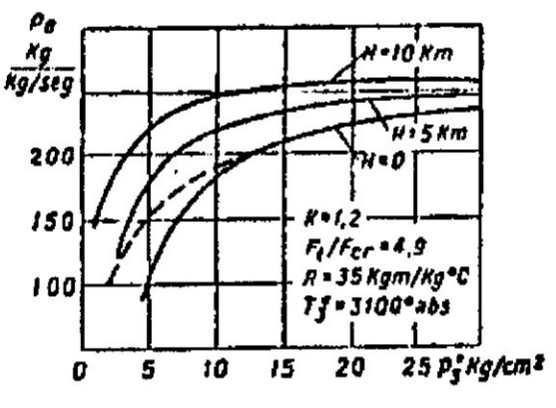


Fig. 47. Empuje específico de un CL en función de la presión en la cámara.

Cuando el campo de variabilidad del empuje del CL montado en una aeronave ha de ser bastante amplio, la variación de la presión P_3^* en el motor de una sola cámara será también grande.

Entonces la economía del motor en los regímenes reducidos de empuje, como se deduce de la figura 47, empeorará. Para remediar esto, el motor en estos casos puede construirse con dos o más cámaras. Los regímenes de empuje reducidos se consiguen en este motor desconectando independientemente las cámaras.

Al disminuir la presión en la cámara de combustión disminuye también correspondientemente la presión en la sección de salida de la tobera, lo cual puede provocar el desprendimiento de la corriente.

En la figuras 46 y 47 se representan con líneas de trazos el empuje y empuje específico de un CL en función de la presión P_3^*, cuando se produce el desprendimiento de la corriente en la tobera.

El fenómeno de desprendimiento en este caso mejora también las características del motor.

Las características de altura y de gasto de un CL, pueden obtenerse experimentalmente o por vía de cálculo.

El cálculo de las características de un CL, es mucho más sencillo que el de las características de las turbinas de gas y concuerda mejor con los datos experimentales. Este se suele llevar a cabo suponiendo que la temperatura y composición de los productos de combustión a la salida de la cámara de combustión se mantienen constantes, al variar la presión en la cámara. La velocidad del gas en la sección de salida de la tobera C_t y el número M en esta sección, si no hay desprendimiento, se supondrán contantes, al paso que la presión P_t varía proporcionalmente a la presión P_3^* en la cámara.

Pasemos directamente ahora a la cuestión de trazado de las características de altura y de estrangulamiento de los CL.

Para ello utilizaremos las fórmulas conocidas del empuje y del empuje específico del CL:

$$P = \frac{G_\Sigma}{g} C_t + F_t (P_t - P_H),$$

$$P_c = \frac{C_t}{g} + \frac{F_t (P_t - P_H)}{G_\Sigma}$$

Teniendo en cuenta que:

$$G_{\Sigma} = F_t \frac{P_t}{RT_t} C_t$$

$$M_t = \frac{C_t}{\sqrt{kg\, RT_t}}$$

sustituyendo en la fórmula del empuje, tendremos:

$$P = P_3^* \frac{P_t}{P_3^*} F_t \left(1 + kM_t^2\right) - P_H F_t \qquad \text{Ec. [35]}$$

Puesto que, para una forma geométrica dada de la tobera, M_t y P_t/P_3^* son constantes, esta ecuación se puede escribir también en la forma siguiente:

$$P = A_t P_3^* - P_H F_t, \qquad \text{Ec. [36]}$$

donde A_t = const., cuyo valor no depende directamente de la temperatura de los gases T_3^*.

De esta manera el empuje CL varía en función de la presión en la cámara P_3^* y de la presión atmosférica según una ley lineal.

Si $P_H = 0$, el empuje del motor, llamado en este caso empuje en vacío (P_{cac}), es igual a $P_{cac} = A_t P_3^*$, es decir, varía proporcionalmente a la presión en la cámara de combustión.

Si $P_H > 0$, el empuje del motor calculado por [36], al disminuir P_3^* llega finalmente a hacerse negativo, lo cual carece de sentido físico. En la práctica, antes de que el empuje se anule, la presión en la sección de salida se hará tan pequeña que la onda, de choque penetrará en el interior de la tobera y la corriente se desprenderá de las paredes. En este caso la variación del empuje en función de la presión en la cámara dejará de ser lineal, y la ecuación de diseño [36] no será valida. Si el grado de expansión del gas en la tobera de diseño es igual a $P_3^*/P_t = 30 \div 50$, el desprendimiento de la corriente se producirá para un estrangulamiento, que corresponde a una disminución de la presión en

la cámara aproximadamente hasta el 40% del de diseño, y respectivamente a una disminución de P_t hasta cerca del 40% de P_H. Tal estrangulamiento de ordinario no suele darse dentro del campo normal de regímenes de funcionamiento de un CL.

La constante de la fórmula [36] puede determinarse en un motor ya construido mediante ensayos de banco de pruebas (midiendo P, P_3^*, P_H y utilizando la F_t conocida):

$$A_t = \frac{P + p_H F_t}{P_3^*},$$

y para un motor, que se proyecta de nuevo, utilizando los valores de diseño de estas magnitudes.

Para hallar la curva del empuje específico de un CL en función de la altura de vuelo y de la presión en la cámara, dividiremos la expresión [36] por el gasto de combustible:

$$P_t = A_t \frac{P_3^*}{G_\Sigma} - \frac{p_H F_t}{G_\Sigma} \qquad \text{Ec. [37]}$$

Puesto que la presión en la cámara es proporcional al gasto de combustible, el primer término de [37] será constante. Este término es igual al empuje específico del motor en vacío:

$$P_{c.rac} = A_t \frac{P_3^*}{G_\Sigma}$$

De manera que:

$$P_2 = P_{c.rac} - A_2 \frac{P_H}{P_2^*}, \qquad \text{Ec. [38]}$$

donde

$$A_2 = \frac{P_3^* F_t}{G_\Sigma} = \text{const.}$$

En la expansión del empuje específico en vacío puede verse que éste prácticamente no depende de la presión en la cámara. Además el empuje específico en vacío depende de la altura de diseño de la tobera. Para $P_H = 0$, la presión en el interior de la tobera a una altura de diseño elevada será superior a la atmosférica. Por eso al aumentar la altura de diseño de la tobera siempre crecerá algo del empuje de diseño. Por consiguiente, al aumentar la altura de diseño, el empuje específico en vacío del CL aumentará. Esto gráficamente se ve en las curvas de la figura 44. En un motor ya construido los valores constantes de $P_{c.\,rac}$ y A_2 pueden también determinarse mediante los valores medidos o de diseño de P_t G_Σ, P_H, P_3^* y F_t.

Utilizando las expresiones [36] y [37] pueden trazarse la características de altura y de gasto de un CL.

Con estas fórmulas, como ya se dijo, pueden trazarse las características del CL solamente si no hay desprendimiento de la corriente en la tobera. Puede ocurrir sin embargo en la práctica que sea necesario calcular las características para el caso de desprendimiento. Este cálculo se simplifica mucho, si se supone que, detrás del punto de desprendimiento de la corriente de la pared de la tobera, la presión dominante es la atmosférica. Con esta hipótesis por el método arriba descrito, pueden trazarse las características de gasto y de altura de un CL para los regímenes de desprendimiento de la corriente en la tobera.

En este caso, sin embargo, será necesario en las fórmulas de diseño determinar F_t, M_t y P_3^*/P_t, partiendo de la condición $P_t = P_{dea}$, donde P_{det} = presión en el interior de la tobera en la sección de desprendimiento de la corriente.

El valor de P_{dea} puede provisionalmente determinarse por la figura 21. Para un número M en la sección de desprendimiento, M_{des} = 3,0 P_{des} es aproximadamente igual a 0,4 P_H.

Las características de gasto y altura así calculadas (para $P_{dea} = 0{,}4\ P_H$) se representan en las figuras 44, 46 y 47 con línea de

trazos.

Las características de CL calculadas del modo indicado coinciden bastante bien con las experimentales. Solamente en los regímenes cercanos al régimen de empuje mínimo, las características de gasto difieren algo de las experimentales (véase fig. 48). Esta divergencia se explica por el empeoramiento de la pulverización del combustión y de la formación de la mezcla y consecuentemente por la disminución de la plenitud de la combustión, cuando disminuye el gasto de combustible (a consecuencia de la disminución del salto de presión en los inyectores y de la presión en la cámara). Cuanto peor sea el sistema de pulverización y de formación de la mezcla en le motor tanto mayor será la divergencia indicada entre las características de cálculo y experimentales.

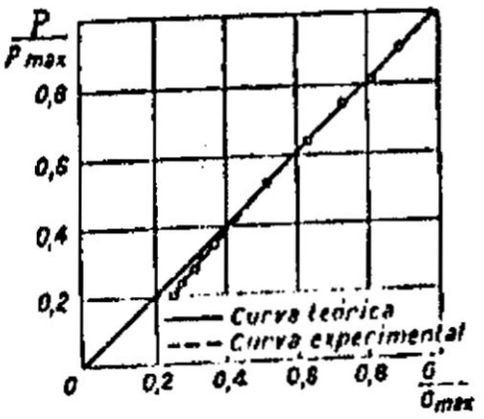
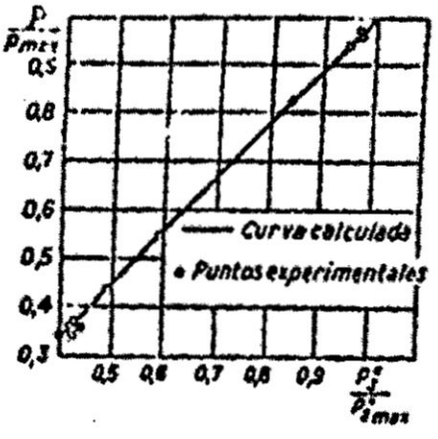


Fig. 48. Relación teórica y experimental entre el empuje de un CL y el gasto de combustible.

La divergencia de las características de cálculo y experimentales trazadas en función de la presión P_3^* en la cámara es mucho menor (véase fig. 49). Esto se explica porque la plenitud de la combustión en este caso no ejerce influencia alguna. En este caso la única causa de la no coincidencia de las características es el aumento del grado de disociación, cuando las presiones en la cámara son pequeñas, lo cual no fue tenido en cuanta en el método expuesto de cálculo. Sin embargo prácticamente esta falta de coincidencia no existe, como se ve en la figura 49.



Para terminar fijémonos en la diferencia cuantitativa entre las características de la cámara ya estudiadas y las del CL completo. Para trazar las características del motor, el empuje específico se determinará por la fórmula:

$$P_{t\Sigma} = \frac{\Sigma P}{\Sigma G_{oz} + \Sigma G_{cc} + G_{GTB}} \quad \cdots$$

Fig. 49. Relación teórica y experimental entre el empuje de un CL y la presión en la cámara

En el régimen máximo de funcionamiento del motor el empuje específico $P_{t\ \Sigma}$ es menor que el empuje específico de la cámara en un 3-5%. Al disminuir el empuje, el gasto de combustible en la cámara disminuye más rápidamente que el gasto en el accionamiento de las bombas de combustible.

En la fig. 50 se representa la variación del empuje específico de la cámara y del empuje específico total del motor (línea de trazos) en función de la presión P_3^*, para un cohete de combustión líquido de empuje máximo igual a 1700 kg.

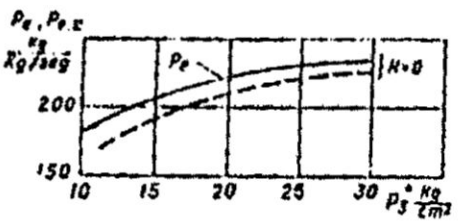


Fig. 50. P_t y $P_{t\ \Sigma}$ en función de la presión en la cámara de un CL.

Cuando el empuje disminuye hasta hacerse un 20% del de diseño, el gasto de combustible en el accionamiento de las bombas de combustible se acerca al 10% del gasto en la cámara.

4.1.9. REFRIGERACIÓN DE LOS COHETES LIQUIDOS

Los combustibles utilizados en los CL tienen un elevado poder calorífico y desarrollan en su combustión elevadas temperaturas (2000-3500° abs.). Los materiales corrientemente utilizados en la técnica funden a temperaturas mucho más bajas (el acero a 1600 ÷ 1700° abs., el cobre a 1350° abs., etc.). Los productos de combustión de un CL tienen temperaturas presión y velocidad (particularmente en la tobera)

elevadas, todo lo cual favorece la cesión intensa de calor a las paredes. Por esta razón el flujo térmico, que atraviesa las paredes alcanza las decenas de millones de kilocalorías por m^2 por hora.

El calentamiento excesivo de las paredes de la cámara de combustión o de la tobera de CL puede originar la destrucción del motor, aun antes de que su temperatura alcance la de fusión, puesto que al subir la temperatura la resistencia de los materiales utilizados disminuye bruscamente. Las condiciones de trabajo de las paredes de los CL son aún más duras porque al suministrar por separado los componentes del combustible, aun en el caso en que $\alpha < 1$, puede haber junto a la paredes del motor zonas con exceso de oxidante, lo cual puede ocasionar la oxidación rápida de la paredes incandescentes de la cámara o de la tobera y su completa calcinación.

Por todas estas causas se han de aplicar métodos especiales para refrigerar las paredes de la cámara de un CL, o protegerlas de alguna manera contra su calcinación o destrucción por pérdida de resistencia.

El método principal de refrigeración de los CL existentes consiste en la refrigeración continua exterior de las paredes de la cámara de combustión y de la tobera. En la figura 51 puede verse un esquema de este tipo de refrigeración. En esta refrigeración exterior se crea en la camisa del motor una corriente forzada de líquido. Este líquido suele ser el combustible o uno de sus componentes. A veces, como por ejemplo, en el motor inglés Armstrong Siddeley "Skrimer", para ello se utiliza agua, que después se inyecta en el interior de la cámara.

La refrigeración exterior por los componentes de combustible, aparte de asegurar una cesión intensa de calor de las paredes de la cámara de combustión y de la tobera, acelera la marcha de los procesos preliminares, gracias al calentamiento previo de los componentes antes de ser inyectados en la cámara, y prácticamente elimina las pérdidas de calor a través de las paredes del motor al medio

circundante. Por eso la refrigeración exterior en su forma pura o en combinación con otras formas de refrigeración se utiliza en la actualidad en la inmensa mayoría de los CL.

El que se pueda conseguir la refrigeración segura del motor con sólo una refrigeración exterior depende de la intensidad de intercambio de calor entre los productos de combustión y las paredes, la cual determina la cantidad de calor que se necesita evacuar de las paredes (esta cantidad de calor se suele llamar calor necesario Q_{nec}), y depende también de la cantidad de calor, que puede evacuar de las paredes el líquido refrigerante, sin calentarse por encima de la temperatura admisible (cantidad de calor que se suele llamar calor disponible Q_{dl}). Es evidente que para que la refrigeración sea segura se ha de verificar $Q_{dt} > Q_{nec}$.

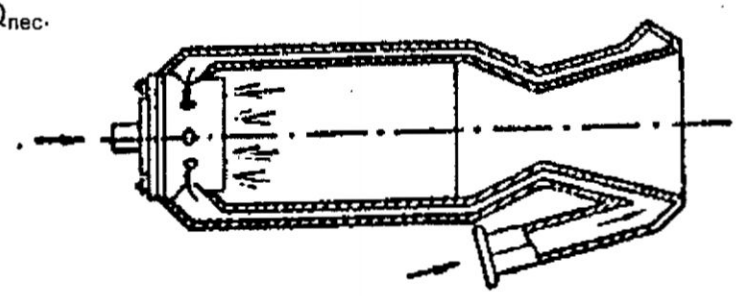


Fig. 51. Esquema de refrigeración exterior de la cámara de un CL

El que se pueda conseguir la refrigeración segura del motor depende también de la temperatura de las paredes del motor, que ha de reinar en su interior (del lado del gas), para asegurar el flujo de calor necesario a través de las paredes.

La temperatura de las paredes no debe ser mayor que la máxima admisible, teniendo en cuenta las condiciones de resistencia y resistencia técnica del material de las paredes. Aparte de esto, para conseguir una refrigeración segura, es indispensable que la temperatura de la pared del lado del líquido refrigerante no sea excesivamente elevada en relación con la de ebullición o de descomposición del líquido.

El segundo método de refrigeración de las paredes de las cámaras de los CL muy difundido y utilizado ya solo, ya sobre todo como complemento de la refrigeración exterior, es la llamada refrigeración interior del motor, cuya esencia se reduce a crear una cortina, que aisle las paredes del contacto inmediato con los productos de combustión de elevada temperatura. La refrigeración interior, bajo el punto de vista constructivo, puede realizarse de diversas manera. Una de las variantes posibles consiste en crear en las paredes del motor una zona con bajo coeficiente de exceso de oxidante, distribuyendo, por ejemplo, por la periferia de la culata solamente inyectores de comburente. Entonces, como enseña la experiencia, la no uniformidad de suministro de los componentes de combustible por los inyectores, se conserva hasta la salida del chorro de la tobera del motor, con lo que las paredes de la cámara quedan aisladas del núcleo central de la corriente gaseosa por una capa de gas relativamente menos caliente, "cortina de gas" (Ya que la mezcla es muy rica). Este método tiene además la ventaja de que las paredes de la cámara están en contacto con un gas en el que prácticamente no existe oxidante libre, y queda eliminado por tanto el calcinamiento de la cámara.

Otra variante posible consiste en crear en la paredes de la cámara una película líquida de uno de los componentes de combustión (el comburente de ordinario), inyectando el líquido a través de unos orificios especiales practicados en las paredes de la cámara de combustión y de la tobera; método realizado, por ejemplo, en el motor A-4 (véase fig. 20). En este método, junto a la camisa de la pared, se forma una película líquida, que protege con seguridad a la misma; después se evapora, formando una cortina gaseosa, qu en una zona protege también eficazmente a la pared contra los productos incandescentes de la combustión.

Uno de los problemas más difíciles en el diseño de la refrigeración interior consiste en formar una película estable con gasto mínimo de líquido refrigerante. Es conveniente suministrar el líquido en

forma de giro en torbellino con relación al eje de la cámara (fig. 52). Así, gracias a la fuerza centrífuga, el líquido se pegará a la pared y la película refrigerante resultará más estable. A la estabilidad de la película contribuirá también la disminución de su espesor inicial, puesto que entonces disminuye su perturbación por el flujo de la corriente gaseosa, pero esto sólo se logra disminuyendo el diámetro y aumentando el número de orificios de suministro de líquido, lo cual lleva consigo dificultades constructivas y de servicio.

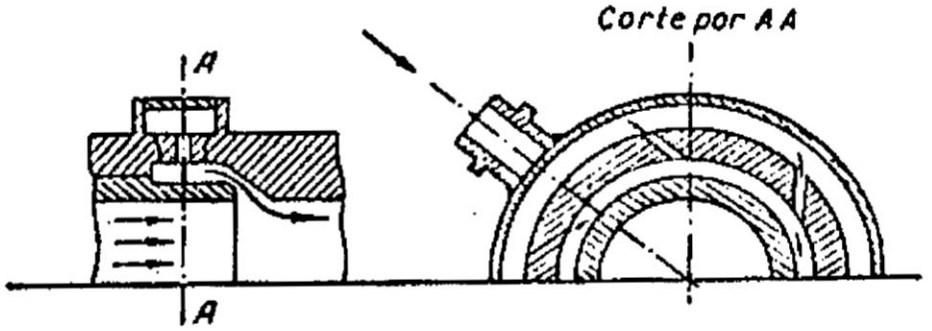


Fig. 52. Esquema de suministro de comburente para refrigeración por formación de película líquida

En teoría el método de refrigeración interior más eficiente consiste en construir las paredes de la cámara de materiales porosos y en suministrar a través de las mismas líquido refrigerante en tal cantidad, que se evapore inmediatamente en la superficie de la pared porosa, que mira a la corriente gaseosa, pero hasta el presente este método de refrigeración no se ha llevado a la práctica. Uno de los problemas principales, de cuya solución depende la utilización de las paredes porosas, es la obtención de materiales porosos altamente resistentes y de construcción muy homogénea.

Se debe advertir que todas las formas de refrigeración interior llevan consigo un gasto suplementario de comburente o de otro líquido refrigerante, es decir, una disminución del empuje específico del motor. Además la refrigeración interior, en la mayoría de los casos, aunque

disminuye, pero no elimina por completo la transmisión de calor entre los productos de combustión y las paredes del motor.

Por eso de ordinario se recurre a la refrigeración interior combinada con otros métodos de refrigeración.

En los motores de corta duración uno de los métodos más sencillos de proteger las paredes de la cámara de combustión y de la tobera consiste en hacerlas suficientemente gruesas, con inercia térmica elevada (refrigeración "capacitativa"). El motor así construido podrá trabajar durante cierto intervalo de tiempo, sin refrigeración especial. El tiempo admisible de funcionamiento de un motor no refrigerado depende del régimen de su funcionamiento, del espesor de las paredes y de la clase de combustible, y prácticamente podrá ser, si existe una "cortina gaseosa", de unos 10-15 seg., cuando el espesor de las paredes es del orden de los 5-15mm.

En principio pueden protegerse las paredes del motor recubriendo la superficie interior de la cámara de combustión y de la tobera con una capa de material refractario o cerámico (fig. 53), cuya temperatura de fusión es superior a la temperatura de los productos de combustión.

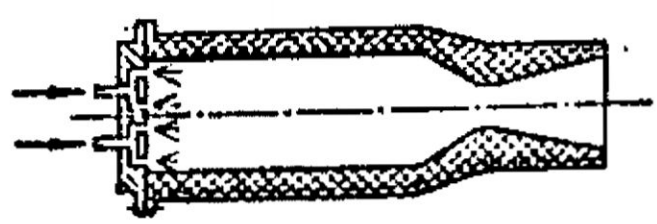


Fig. 53. Cámara cerámica de un CL

Los materiales cerámicos existentes, con temperaturas de fusión entre 2000-4000ºC, pueden soportar sin fundirse las temperaturas de combustión de muchas clases de combustibles de los CL. Sin embargo presentan una serie de inconvenientes, que limitan notablemente por el momento su aplicación a los CL. El rápido calentamiento de las paredes en la puesta en marcha y su rápido enfriamiento al desconectar el motor

producen el agrietamiento y rotura del material cerámico, que simultáneamente va barriendo la corriente rápida del gas. En consecuencia, el motor, después de varias puestas en marcha, queda fuera de servicio. Aparte de esto los materiales cerámicos son difíciles de manejar, puesto que se agrietan con los golpes y percusiones.

Estos inconvenientes son causa de que actualmente casi no se empleen los materiales cerámicos para proteger las paredes de los CL.

Consideremos el proceso de transmisión de calor de los gases comburentes (productos de combustión) al líquido refrigerante, en la refrigeración por corriente exterior. La figura 54 es un esquema de este proceso.

En la capa límite térmica, junto a la pared, la temperatura de remanso de la corriente desciende desde la temperatura de gas en la zona adyacente a la pared T_0^*, hasta la de la pared del lado del gas T_P^0.

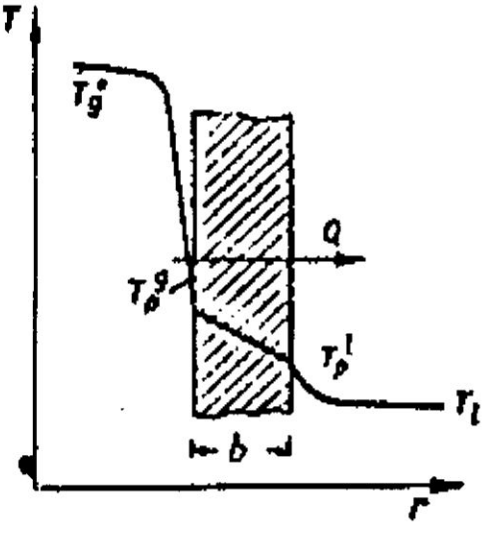


Fig. 54. Esquema de la variación de la temperatura en la transmisión del calor del gas al líquido refrigerante.

Además la intensidad del salto de temperatura del gas varía con el espesor de la capa límite. En la zona turbulenta de la misma, donde la transmisión del calor se realiza principalmente por convección de masa, la temperatura del gas varía poco. En las proximidades de la pared, donde la capa límite se hace laminar (en la llamada subcapa laminar), el calor se transmite por conducción, y el gradiente de temperatura en ella es elevado.

En el interior de la pared la temperatura continúa disminuyendo, hasta alcanzar en la pared que mira al líquido la temperatura T_p^1.

En la capa límite térmica del líquido la temperatura baja desde la temperatura T_p^1 hasta la del líquido T_l, variando aquí la temperatura en líneas generales de igual manera que en la capa límite del gas. La forma de la curva de temperaturas considerada y el salto de temperaturas en una y otra parte depende de la intensidad del intercambio de calor entre el gas, la pared y el líquido refrigerante, y de la conductibilidad térmica del material de la pared.

El intercambio de calor en un CL es un fenómeno en sí mismo muy complicado. La transmisión de calor de los productos de combustión a las paredes tiene lugar tanto por radiación como pro convección, que se crea cuando las velocidades de la corriente son elevadas y los gradientes de temperatura muy grandes (la diferencia $T_c^* - T_r^0$) puede ser de algunos millares de grados). La transmisión de calor por radiación depende en gran manera del contenido de partículas sólidas (carbonilla) en los productos de combustión y del estado de la superficie de las paredes , que va variando en un motor en servicio.

La transmisión de calor de las paredes de la cámara de combustión y de la tobera al líquido refrigerante tiene lugar a diferencias de temperaturas ($T_P^l - T_l$) muy grandes, siendo muchas veces la temperatura de la pared superior a la de ebullición del líquido.

Todos estos fenómenos en la actualidad aún no han sido suficientemente estudiados, y por eso las fórmulas aducidas más abajo se deben considerar como relaciones aproximadas, que podrán hacerse más exacta a medida que se acumule material experimental y teórico.

Consideremos ante todo el intercambio de calor entre los productos de combustión y las paredes del motor por radiación y convección.

Flujo térmico radiante. Como es sabido, un cuerpo sólido, calentado a la temperatura T, emite por unidad de superficie un flujo de energía radiante igual a:

$$q = 4{,}96 = \left(\frac{T}{100}\right)^4 \varepsilon \qquad \text{Ec. [39]}$$

donde:

4,96 = coeficiente de radiación del cuerpo negro ideal:

ε = coeficiente de absorción total o grado de negrura del cuerpo considerado, que en los llamados cuerpos grises no depende de la temperatura.

En los gases, en los cuales la radiación y absorción de energía tiene lugar solamente en intervalos estrechos de longitudes de ondas (bandas), el grado de negrura depende de la temperatura. Además, los gases a diferencia de los cuerpos sólidos debido a su gran transparencia, absorben e irradian energía en todo su volumen.

A una temperatura dada, la intensidad de radiación o absorción del gas depende de su densidad (de su presión parcial p) y de la longitud l del recorrido del rayo en él, puesto que de estos parámetros depende la cantidad de moléculas, que participan en el proceso de radiación o de absorción. Cuanto mayor es la densidad del gas y el recorrido del rayo, tanto mayor es el número de moléculas del gas que encuentra el rayo en su camino, y tanto mayor es la radiación y absorción y mayor el grado de negrura del gas. El grado de negrura del gas, a una temperatura dada, es función del producto de la presión parcial del gas, de que se trata, por la longitud del recorrido del rayo pl. Este producto de denomina *espesor reducido de la capa de gas.* Puesto que la longitud del rayo desde los diferentes puntos del volumen de la cámara de combustión hasta un punto dado de la pared es distinto, en el cálculo se introduce el concepto de longitud media del rayo l. su valor depende de la forma de la cámara de combustión y en las cámaras cilíndricas es igual a $l = (0{,}6 \div 0{,}8)\ D$.

Con la temperaturas características en los modernos CL se debe tener en cuenta sólo la radiación de los gases triatómicos, principalmente del CO_2 y H_2O, puesto que la de los mono o bi-atómicos en estas condiciones carece de significado práctico. En primera

aproximación el grado de negrura del H_2O y CO_2, que contienen los productos de combustión de un CL, puede calcularse mediante las fórmulas empíricas utilizadas en el cálculo del intercambio de calor en dispositivos estacionarios:

$$\varepsilon_{\infty_1} = 0{,}71\left(P_{co_3} l\right)^{1/3}\left(\frac{T}{100}\right)^{-0{,}5};$$

$$\varepsilon_{H_2O} = 0{,}71\left(P_{H_2O} l\right)^{0{,}6} P^{0{,}3}\left(\frac{T}{100}\right)^{-1}; \qquad \text{Ec. [40]}$$

donde

$P_{\infty t}$ y P_{H_2O} = presiones parciales respectivas, en kg/cm^2:

l = longitud media del rayo en cm.

Puesto que las bandas de radiación del CO_2 y H_2O prácticamente no se sobreponen una a otra, se podrá suponer que el grado total de negrura de los productos de combustión es igual a $\varepsilon_P = \varepsilon_\infty + \varepsilon_{H2O}$.

La energía radiante de los productos de combustión incandescente, al incidir sobre una pared opaca, en parte se refleja en la misma, y en parte es absorbida. Las paredes calientes a su vez también irradian un flujo de energía, cuya intensidad se determina por la ecuación [39], etc. El flujo térmico radiante total del gas al medio circundante es el resultado de la superposición de estos flujos y en los cálculos térmicos se suele determinar de la siguiente manera:

$$q_{ra} = 4{,}96_{\varepsilon_g'}\,\varepsilon_p'\left[\left(\frac{T_g}{100}\right)^4 - \left(\frac{T_P{}^g}{100}\right)^4\right], \qquad \text{Ec. [41]}$$

Donde

ε'_g y $\varepsilon_P{}'$ = grado efectivo de negrura del gas y de la pared respectivamente, teniendo en cuenta el intercambio de calor radiante entre el gas y la pared, que se ha indicado.

Para los valores característicos en los CL de T_o = 2000 ÷ 3500° *abs.* y T_p^g = *800* ÷ 1200° abs., la radiación de las paredes juega un papel insignificante y el grado efectivo de negrura de gas se diferencia poco del verdadero, *con* lo que la ecuación [41] puede sustituirse con bastante exactitud por la siguiente expresión:

$$q_{ra} = 4{,}96\,\varepsilon_q'\,\varepsilon_P'\left(\frac{T_g}{100}\right)^4 \qquad \text{Ec. [42]}$$

siendo el grado efectivo de negrura de la pared para valores grandes de ε_P aproximadamente igual a $\varepsilon_P' \approx 0{,}5\,(\varepsilon_P + 1)$, y el grado efectivo de negrura del gas:

$$\varepsilon_q' = \frac{\varepsilon_q - A_q\left(\frac{T_P}{T_q}\right)^4}{1-\left(\frac{T_P}{T_q}\right)^4},$$

donde

A_g = capacidad de absorción del gas a la temperatura T_P.

Ahora bien, si suponemos que $A_o \approx t_g$ se tendrá $t_o' \approx r_p$.

El valor de ε_P depende del material de la pared y del estado de su superficie, y para los materiales de construcción oxidados (acetato, aluminio, cobre) puede oscilar entre límites bastante amplios ε_P = 0,2 ÷ 0,8. La presencia de partículas sólidas incandescentes (hollín) en los productos de combustión y de carbonilla en las paredes de la cámara produce un aumento grande de ε_o y ε_p, y respectivamente un aumento del flujo térmico radiante.

El flujo térmico de convección q_{conv} del gas a la pared, sin refrigeración de la pared por capa refrigerante, es igual a:

$$q_{conv} = \alpha_q\left(T_q^* - T_P^q\right) \qquad \textbf{Ec. [43]}$$

donde

α_o = coeficiente de transmisión de calor por convección del gas a la pared, en Kcal/m^2 hora °C;

T_g^* = Temperatura total de la capa de gas en °abs.

Como es sabido por la teoría de transmisión del calor, el coeficiente de transmisión de calor por convección está ligado con los otros parámetros de la corriente del gas y con las propiedades físicas del gas por una relación de criterio del tipo de:

$$Nu = C\,Re^m\ Pr^n \left(\frac{T_g^*}{T_p^q}\right), \qquad \text{Ec. [44]}$$

donde

$$Nu = \frac{\alpha_g dcg}{\lambda} = \text{número de Nusselt};$$

$$Re \frac{c\,dcg}{g\,\mu} = \text{número de Reynolds};$$

$$Pr = \frac{c_p\,\mu\,g}{\lambda} = \text{número de Prandtl};$$

C_P, λ y μ = calor específico, conductibilidad térmica y coeficiente de viscosidad dinámica del gas;

γ = peso específico del gas;

d_{eq} = diámetro equivalente del conducto;

C, m, n y p = constantes, que determinan experimentalmente.

El diámetro equivalente d_{eq}, que entra en las expresiones de Un y Re, se determina por la igualdad:

$$d_{eq} = \frac{4F}{\pi}, \qquad \text{Ec.} \quad (45)$$

Donde

F = área de la sección del conducto;

π = parte del perímetro del conducto que participa en la transmisión del calor

Para determinar el coeficiente de transmisión del calor por convección de los gases calientes a la pared de la cámara de combustión y de la tobera de un CL, pueden utilizarse los datos de A, A. Guhman y N. W. Iljuhin, según los cuales en el flujo de gas caliente por tubería lisa cilíndrica a velocidades correspondientes a números M ≤1, se tiene m = n = 0,82, o sea:

$$\frac{a_g d_{eq}}{\lambda_g} = 0{,}0162\left(\frac{C\gamma C_{p.g} d_{eq}}{\lambda_g}\right)^{0,82}\left(\frac{T_g^*}{T_p^g}\right)^{0,35},$$

donde el calor específico y la conductibilidad térmica del gas se han de tomar a la temperatura de la pared del lado del gas T_P^g.

Despejando de esta expresión el coeficiente de transmisión de calor por convección, tendremos:

$$a_g = 0{,}0162\,(C\gamma)^{0,82}\, C_{p.g}{}^{0,82}\, \frac{\lambda_g{}^{0,18}}{d_{eq}{}^{0,18}}\left(\frac{T_g^*}{T_P^q}\right)^{0,36} \qquad \text{Ec.} \quad [46]$$

donde a_g vendrá dado en Kcal/m^2 hora °C, si las magnitudes que intervienen en la fórmula se ponen en las unidades siguiente: c en m/seg; γ en kg/m^3; $c_{p.g}$ en Kcal/kg °C; λ_g en Kcal/m hora °C, y d_{eq} en m. consideremos ahora cómo se distribuye el flujo térmico total $q_\Sigma = q_{conv} + q_{re}$ del gas a la pared a lo largo de la cámara de combustión y de la tobera.

La distribución del flujo térmico convectivo viene determinada por la distribución de la temperatura de remanso de la corriente T_g^*, de la temperatura de la pared T_P^0 y del coeficiente de transmisión de calor α_g. La distribución de la temperatura de remanso de la corriente en la cámara de combustión, donde las velocidades son pequeñas, coincide aproximadamente con la distribución de su temperatura estática, y presenta la forma de la figura 55.

En la tobera la temperatura estática del gas disminuye, pero la temperatura de remanso de la corriente permanece constante e igual a la temperatura a la salida de la cámara (si se desprecia la influencia insignificante de la plenitud de combustión del combustible, de la asociación de los productos de combustión y de la transmisión de calor del gas a la pared).

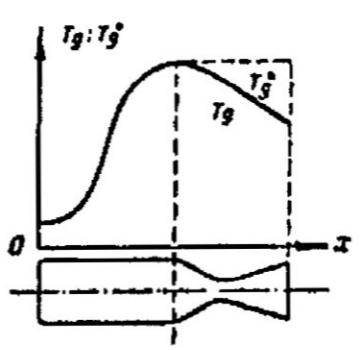


Fig.
real y de la temperatura de remanso del gas en la cámara de un CL.

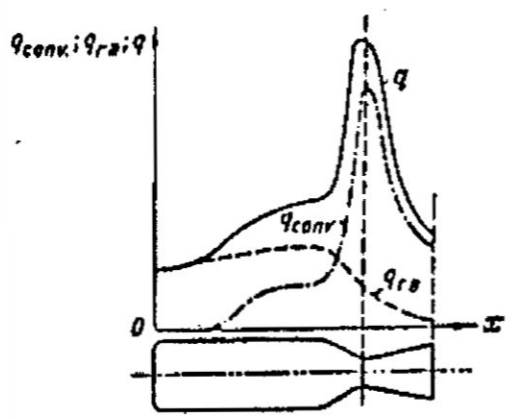


Fig.56. Variación de los flujos térmicos a lo largo de la cámara de un CL.

La distribución de la temperatura de la pared del lado del gas puede ser diversa. Pero la variación de la temperatura influye débilmente sobre el flujo térmico convectivo, puesto que en los motores actuales, como ya se dijo, $T_o^* = 2000 \div 3500°$ abs., y $T_P^g = 800 \div 1200°$ abs. Por eso una variación de T_P^0 de 100-200° hará variar la diferencia $(T_g^* - T_P^0)$ no más del 5-10%. El coeficiente de transmisión de calor α_g varía también muy débilmente al variar T_p^g. Por eso para estimar cualitativamente la distribución de los flujos es del todo admisible suponer que la temperatura de la pared es constante.

La variación del coeficiente de transmisión de calor por convección, α_g puede estudiarse con ayuda de la fórmula [46]. En ella puede despreciarse la variación del diámetro y de la relación $(T_g^* - T_P^0)$, vista la pequeñez de los exponentes, con los que intervienen en la fórmula. Si además se prescinde de la variación de la viscosidad y de la conductividad térmica del gas con la temperatura, α_g puede suponerse proporcional a $(C\gamma)^{0,82}$. De donde se deduce que el coeficiente de la tobera, donde F es mínimo, ya que en virtud de la ecuación del gasto $Fc_\gamma = const.$

En la figura 56 puede verse la forma cómo varía $q_{conv.}$ a lo largo de la cámara de un CL.

La distribución del flujo térmico radiante depende principalmente de la distribución de la temperatura estática del gas T_o.

Además debe tenerse presente que las paredes de la cámara de combustión reciben flujo térmico radiante no sólo de las zonas de los gases cercanos, sino también de todo el volumen del gas que se halla en la cámara. Por eso el flujo térmico radiante se distribuye a lo largo de la cámara con relativa uniformidad, y, según el tipo de combustible, presión en la cámara de combustión y dimensiones de la misma, puede valer del 25 al 35% del flujo térmico total del gas a la pared.

El valor de q_{ra}, como se deduce de lo anteriormente indicado, si la composición del gas y su temperatura son constantes, depende del volumen de la cámara. Cuanto mayor es el volumen ocupado por los gases incandescentes y mayor el camino de los rayos, tanto mayor será q_{ra}. Por eso, al aumentar el empuje del motor y sus dimensiones la proporción de q_{ra} en el flujo térmico total aumenta.

La energía radiante de los gases, que se encuentran en la cámara, desciende también en la zona subcrítica de la tobera, pero muy poco en la zona supercrítica de la misma; al mismo tiempo la radiación de los gases, que se encuentran en la zona posterior a la crítica de la tobera es mucho menos intensa que en la cámara de combustión, a causa del descenso de la temperatura del gas al expansionarse.

A consecuencia de esto, el flujo térmico radiante en la zona supercrítica de la tobera cae bruscamente, y suele ser de ordinario no más del 3-5% del flujo total.

En la figura 56 se representan, juntos con la curva de q_{conv}, las curvas de distribución de los flujos térmicos radiante y total.

La variación de q_{conv} y q_{ra} a lo largo del eje del motor es tal que el máximo de q_{Σ} se alcanza en la parte subcrítica de la tobera, en las proximidades de la sección crítica.

El valor absoluto de los flujos térmicos totales depende principalmente, si no hay refrigeración interior, del combustible utilizado y de la presión en la cámara de combustión, y a la presión de diseño alcanza valores, que oscilan entre $(1 \div 5)\ 10^6$ Kcal/m^2 hora en la cámara de combustión y decenas de millones de Kcal/m^2 hora en la sección crítica de la tobera.

La variación de la presión en la cámara de combustión influye intensamente sobre el flujo térmico convectivo, puesto que el producto $C\gamma$ en cada sección de la cámara del motor es directamente proporcional a la presión (si T_3^* = const.). Consecuentemente el flujo térmico convectivo, cuando varía el régimen de trabajo del motor, varía, como se deduce de la ecuación [46], casi proporcionalmente a la presión en la cámara elevada al exponente 0,82. La presión en la cámara de combustión influye también sobre el flujo térmico radiante, puesto que la variación de la presión conduce, según [40], a una variación del grado de negrura del gas, lo mismo que a una variación del grado de negrura del gas, lo mismo que a una variación de la temperatura de combustión. Pero esta influencia es mucho menor que la influencia sobre q_{conv}.

Puesto que el flujo térmico en la tobera es principalmente convectivo, y la porción de flujo radiante no es grande, puede suponerse aproximadamente que q_{Σ} es proporcional a $P_3^{*0,8}$. En la cámara q_{re} puede ser un tanto por ciento muy elevado de q_{Σ} es proporcional a $P_3^{*0,8}$. En la cámara q_{re} puede ser un tanto por ciento muy elevado de $q_{\Sigma;}$ por

eso al variar la presión el flujo térmico total varía aquí más lentamente que en la tobera, y aproximadamente es proporcional a $P_3^{*0,6}$.

Transmisión de calor a través de la pared metálica de una cámara de combustión o de una tobera

El flujo térmico en la pared está unido con el gradiente de temperatura por la ecuación de la conducción de calor:

$$q = -\lambda \frac{\partial T}{\partial n}, \qquad \text{Ec. [47]}$$

donde

λ = coeficiente de conductibilidad térmica de la pared;

$\frac{\partial T}{\partial n}$ = gradiente de temperatura en dirección normal a la superficie isotérmica.

Las paredes de la cámara de combustión y de la tobera de un CL son capas delgadas (fig. 57), en las que la variación de la temperatura a lo largo de la superficie es mucho menor que en dirección normal a aquélla. Teniendo esto en cuenta y la curvatura relativamente pequeña de la pared de un CL, será posible considerarla plana, y sus superficies isotérmica paralelas a la superficie de la pared. Entonces:

$$\frac{\partial T}{\partial \pi} = \frac{\partial T}{\partial y}$$

En la refrigeración de régimen permanente, que aquí consideramos, el flujo térmico a través de la pared debe ser igual

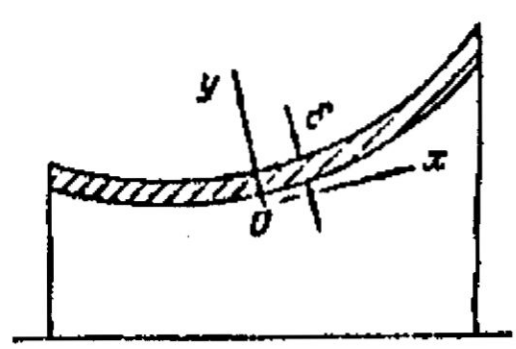


Fig. 57. Pared de la tobera

al flujo térmico total del gas a la pared:

$$q_{\Sigma} = -\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \qquad \text{Ec.} \qquad [48]$$

El coeficiente de conductibilidad de los materiales depende de la temperatura, por eso el gradiente de temperatura $\frac{\partial T}{\partial y}$ varía a lo largo del espesor de la pared.

En la figura 58 se representan los coeficientes de conductibilidad térmica de algunos metales en función de la temperatura.

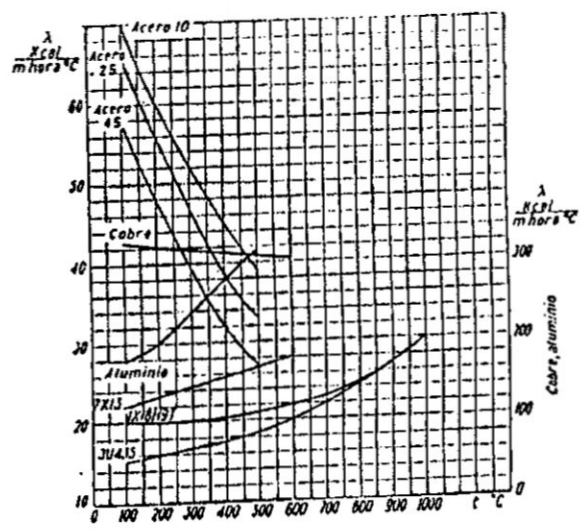


Fig. 58. Conductibilidad térmica de los metales en función de la temperatura

Si la conductibilidad térmica del material de la pared varía en función de la temperatura según una ley lineal, la ecuación [47].

Se transformará así: $$q = \frac{\lambda_P \left(T_P^q - T_P^l\right)}{\delta} \qquad \text{Ec.} \qquad [49]$$

donde

δ = espesor de la pared;

λ_P= valor medio del coeficiente de conductibilidad térmica del material de la pared a la temperatura $T_P = \frac{T_P^q - T_P^R}{2}$.

El gradiente medio de temperaturas en la pared de un $CL\ \frac{T_P^g - T_P^l}{\partial}$ puede alcanzar valores muy grandes. Así, para un flujo térmico de q = 10.10⁶ Kcal/m² hora y una conductibilidad térmica λ_P = 25 Kcal/m hora °C, que corresponde aproximadamente a una pared de acero, el gradiente de temperaturas tiene un valor medio de 400 grados por mm. Para flujos térmicos elevados y paredes gruesas, la diferencia de temperaturas (T_P^g-T_P^l) puede ser tan grande que la temperatura de la pared del lado del gas resulte mayor que la admisible. En este caso para garantizar la refrigeración del motor se debe abandonar el sistema anterior por una refrigeración combinada por flujo exterior e interior.

Transmisión de calor de las paredes de motor al líquido refrigerante

El flujo térmico total en el caso de que se trata puede expresarse por la siguiente ecuación:

$$q_\Sigma = \alpha_l \left(T_P^l - T_l\right), \qquad \text{Ec. [50]}$$

donde α_l = coeficiente de transmisión de calor por convección de la pared al líquido.

En el caso de una corriente turbulenta de líquido incompresible en conductos rectos y lisos, a una temperatura más baja que la de ebullición del líquido, la ecuación [44] suele utilizarse en la siguiente forma:

$$Nu = 0{,}023\ Re^{0,8}\ Pr^{0,4}$$

Esta expresión, obtenida por inducción a base de un gran número de experiencias, es válida para $Re \geq 10^4$ y Pr = 0,7 ÷ 2500.

$$\alpha_l = 0{,}023 \frac{\lambda}{d_{eq}} \left(\frac{c d_{eq} \gamma}{\mu g}\right)^{0,8} \left(\frac{\mu g c_l}{\lambda}\right)^{0,4} \text{ Kcal/m}^2 \text{ hora °C}, \qquad \text{Ec. [51]}$$

donde

λ = coeficiente de conductibilidad térmica del líquido, en Kcal/m hora °C;

c = velocidad de la corriente del líquido, en m/seg;

μ = viscosidad del líquido, en kg seg/m^3;

γ = peso específico del líquido, en kg/m^3;

c_l = calor específico del líquido en Kcal/kg °C;

d_{eq} = diámetro equivalente del conducto del líquido refrigerante, en m.

Introduciendo en [51] el gasto por segundo del líquido refrigerante, deducido de la ecuación del gasto:

$$C\gamma = G_{ref}/F_t,$$

donde

G_{ref} = gasto del líquido refrigerante, en kg/seg;

F_t = área de una sección de paso del refrigerante, en m^2, y agrupando juntamente todas las magnitudes, que dependen de las propiedades del líquido refrigerante, tendremos:

$$\alpha_l = 82{,}5\, Z \frac{1}{d^{0,2}} \left(\frac{G_{ref.}}{F_t} \right)^{0,8} \text{ kcal/m}^2 \text{ hora °C}, \qquad \text{Ec. [52]}$$

donde $Z = \lambda^{0,6} \frac{C_l^{0,4}}{(g/l)^{0,4}}$ = función de las propiedades físicas del líquido, que depende sólo de su composición y temperatura.

En la figura 59 se representan las curvas de Z en función de la temperatura, para algunos líquidos.

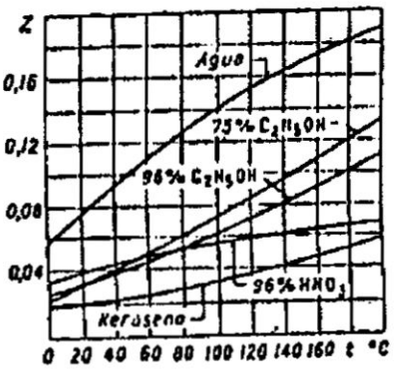


Fig. 59. Z en función de la temperatura

Debemos advertir que en la fórmula [50] se supone dado el flujo térmico: la variación de T_P^t con α_t hace variar a T_P^o tan poco que prácticamente no influye sobre el flujo térmico total. De esta manera la fórmula [50] establece una relación entre α_t y la diferencia de temperatura $(T_P^t - T_l)$.

Para un líquido refrigerante dado, es posible aumentar α_t para que disminuya T_P^t, principalmente variando la velocidad del líquido.

Sin embargo, se debe tener presente que el aumento de velocidad junto con el aumento de α conduce a un crecimiento rápido de las pérdidas de las pérdidas de presión, a causa de las resistencias hidráulicas (α_1 aumenta proporcionalmente a $C^{0,4}$, mientras que las pérdidas de presión proporcionalmente a C^2). Por eso las velocidades máximas del líquido refrigerante (en las proximidades de la sección crítica) no suelen escogerse superiores a 20-25 m/seg.

La temperatura de la pared T_p^t suele ser próxima a la de ebullición del líquido. En la cámara de combustión y en la tobera (lejos de las sección crítica) puede ser inferior a la temperatura de ebullición, pero cerca de la sección crítica es frecuentemente más elevada.
En este último caso, junto a la pared el líquido refrigerante estará en ebullición.

Si la diferencia entre T_P^t y la temperatura de ebullición del líquido refrigerante es pequeña (hasta unos 50°C) la ebullición en la pared tiene lugar en forma de burbujas separadas de vapor.
Las burbujas, desprendiéndose de la pared se introducen en la corriente principal del líquido refrigerante y allí se condensan. Este régimen de ebullición se llama *ebullición tumultuosa.* A causa de la formación de burbujas de vapor la corriente del líquido refrigerante se hace turbulenta, la capa límite se desprende de la pared, y como consecuencia el coeficiente de transmisión de calor por convección aumenta intensamente. Advirtamos que la influencia de la ebullición tumultuosa sobre el coeficiente de transmisión de calor por convención depende de la velocidad del líquido refrigerante. A mayor velocidad, mayor turbulencia de la corriente causada por la viscosidad. Al mismo tiempo el papel que juega la ebullición en la turbulencia de la corriente es menor, y se hace menor el aumento del coeficiente de transmisión del calor por convección producido por la ebullición tumultuosa. Según recomienda Satton [1], el coeficiente de transmisión de calor por convección en la

ebullición tumultuosa puede suponerse aproximadamente dos veces mayor que el calculado por la fórmula [50], que es válida, cuando la ebullición del líquido refrigerante en la pared no tiene lugar.

El régimen de ebullición tumultuosa es muy deseable, por lo que toca a la intensificación del intercambio de calor. Sin embargo, se debe tener presente que no siempre puede conseguirse esta ebullición intensa tumultuosa. Como el calentamiento del líquido que fluye por el conducto anular de la camisa de refrigeración no es uniforme, pueden crearse lugares de ebullición muy intensa, en los cuales las burbujas se unen y forman una película continua de vapor, que es peligrosa para la seguridad de la refrigeración del motor, puesto que entonces el coeficiente de transmisión de calor por convección disminuye intensamente. Si los conductos son estrechos y helicoidales el peligro del calentamiento no uniforme del líquido es mucho menor.

Las causas que pueden limitar las posibilidades de una refrigeración segura del motor por flujo exterior son las siguientes:

a) Calentamiento excesivo del líquido en la camisa de refrigeración, es decir, insuficiente remoción de calor:

b) Gradiente de temperatura excesivo en la pared de la cámara o de la tobera, a consecuencia de lo cual, para el espesor de pared mínimo admisible desde el punto de vista de la resistencia y para un valor bajo posible de T_P^t, la temperatura de la pared del lado de la corriente gaseosa llega a ser más elevada que la admisible.

c) Imposibilidad de transmitir el flujo térmico total de la pared al líquido refrigerante, con una velocidad de movimiento del líquido

(1) D. Satton, Cohetes, 1L, 1952

admisible desde el punto de vista de las pérdidas hidráulicas y el gradiente de temperatura ($T_P^t - T_t$) máximo admisible.

En estos casos, para garantizar una refrigeración segura del motor, se utilizan combinaciones de refrigeración exterior e interior.

La transmisión de calor en los CL por refrigeración interior aún no está suficientemente estudiada, y de momento no existe un método exacto de cálculo de este tipo de refrigeración. En primera aproximación puede suponerse que la cantidad de calor, recibida por la película de vapor y líquido creada en la superficie interior del motor, es igual al calor necesario para el calentamiento y evaporación del líquido refrigerante y el recalentamiento posterior del vapor hasta la temperatura de los productos de combustión:

$$q_{pet} = \frac{G_{pet}}{F_{pet}}\left[C_t\left(T_q - T_t\right) + r + C_{p\,rap}\left(T_q^* - T_r\right)\right], \qquad \text{Ec. [53]}$$

donde

G_{Fet} = gasto de líquido en la formación de la película en kg/seg;

F_{Fel} = área de la superficie de la cámara de combustión o de la tobera, refrigerada por película, en m^2;

C_t, $C_{p\,rap}$ = calor específico del líquido y de sus vapores, en Kcal/kg°C;

r = calor de vaporización del líquido a la temperatura de ebullición, en Kcal/kg;

T_r = temperatura de ebullición del líquido, en *abs.

La cantidad total de calor transmitida de los productos de combustión a la película y a las paredes del motor es distinta de la transmitida de los productos de combustión a la pared, si no existe esta película. Pero, a falta de datos más exactos, se supondrá aproximadamente que el flujo térmico a través de las paredes del motor en el caso de refrigeración por película q'_{Σ} es igual a la diferencia del flujo térmico cuando no existe la película q_{Σ} y del flujo térmico absorbido por la misma:

$$q'_{\Sigma} = q_{\Sigma} - q_{pet}$$

4.1.10. CALCULO DE LA REFRIGERACIÓN DE UN CL POR FLUJO EXTERIOR

Para llevar a cabo el cálculo de la refrigeración de un CL por flujo exterior se han de conocer:

1. Los datos geométricos de la cámara de combustión y de la tobera.

2. Las constantes físicas del líquido refrigerante y su variación con la temperatura.

3. el gasto por segundo de.líquido refrigerante.

4. la conductibilidad térmica del material de la pared y de la tobera y su variación con la temperatura.

5. los espesores de las paredes de la cámara de combustión y de la tobera, que exigen la resistencia o las consideraciones constructivas y tecnológicas.

6. la forma de los conductos de la corriente líquida (por ejemplo: ranuras longitudinales en ángulo recto, canales helicoidales, etc) y sus dimensiones.

7. Los parámetros de los productos de combustión en la cámara de combustión y en la tobera, junto con la distribución de los parámetros del gas a lo largo de la tobera.

Con los datos indicados el cálculo de la refrigeración puede realizarse por este orden.

1. Ante todo, por las consideraciones de resistencia y por la experiencia en este tipo de cálculos, se debe fijar la distribución de temperaturas, que se desee, por toda la superficie interior de las paredes de la cámara de combustión y de la tobera. Las temperaturas más elevadas de la pared suelen alcanzarse en las proximidades de la sección crítica de la tobera, donde el flujo térmico es máximo. Si la pared es de acero, puede suponerse una temperatura de la sección crítica (en su cara que mira a la corriente del gas) de 700-800°C, en la cámara de

combustión y a la entrada de la tobera, de 400-600°C y a la salida de la misma, de 350-500°C.

2. Una vez conocidos los parámetros de la corriente de gas con los valores de la temperatura de la pared que se han adoptado se deben determinar los flujos térmicos en diversas secciones del motor. Para esto pueden utilizarse las fórmulas aducidas más arriba para calcular el flujo térmico convectivo [43 y 46] y el flujo térmico radiante [40 y 42], sumando después los resultados obtenidos. Sin embargo se debe tener en cuenta que estas fórmulas son sólo aproximadas.

En la práctica frecuentemente se utiliza el método de transferir el cálculo de los flujos térmicos, logrado con el ensayo de un motor cualquiera, al motor que se proyecta. Para poder transferir el cálculo es desear que los datos utilizados sean los de un CL que trabaje con el mismo combustible y que posea análogos parámetros del gas en la cámara de combustión a los del motor que se proyecta.

La determinación experimental de los flujos térmicos convectivo y radiante por separado para determinar q_Σ es un problema difícil. Por eso con suficiente exactitud, sólo puede transferirse el cálculo de los flujos térmicos, llevado a cabo solamente en la tobera, donde el flujo térmico convectivo juega un papel principal.

Sea $D_{cr\ p}$ el diámetro de la sección crítica de la tobera de un motor, en el cual se conoce el flujo térmico del gas a la pared q_o en una sección de la tobera cuyo diámetro es D_o. Sea D_{cr} el diámetro de la sección crítica del motor que se proyecta de nuevo.

El diámetro D de la sección correspondiente a la de diámetro D_o vendrá dado por la ecuación:

$$D/D_{cr} = D_o/\text{-}D_{cr.o} = d$$

Es evidente que los números M de la corriente de gas en las secciones D y D_o pueden suponerse iguales (despreciando la diferencia posible de los exponentes de la adiabática). Entonces, despreciando la influencia del intercambio de calor por radiación, el flujo térmico q en la

sección considerada vendrá dada, en virtud de las fórmulas [43] y [46] por la siguiente expresión:

$$\frac{q}{q_o}=\left(\frac{D_{cr.o}}{D_{cr}}\right)^{0,18}\left(\frac{\lambda_g}{\lambda_{g.o}}\right)^{0,18}\left(\frac{C_{p.g}}{C_{p.g.o}}\right)^{0,82}\left[\frac{C\gamma}{(C\gamma)_o}\right]^{0,82}\frac{\left(\frac{T_q^*}{T_P^q}\right)^{0,35}}{\left(\frac{T_q^*}{T_P^q}\right)_o^{0,35}}\frac{T_q^*-T_P^q}{(T_q-T_P^q)_o},\text{Ec [54]}$$

donde las magnitudes que llevan el subíndice 0 son las del motor inicial, y las que no llevan subíndice, las del que se proyecta de nuevo.

Es posible reducir la fórmula [54] a una forma más conveniente. Para ello el producto ($C\gamma$) puede ponerse en la forma siguiente:

$$C\gamma=C_{cr}\gamma_{er}\frac{F_{cr}}{F}=m\frac{P_3^*}{\sqrt{T_3^*}}\frac{F_{cr}}{F}$$

De este modo la fórmula [54] se transformará en:

$$\frac{q}{q_o}=\left(\frac{D_{cr.o}}{D_{cr}}\right)^{0.18}\left(\frac{P_3^*}{P_{3_o}^*}\right)^{0.82}\frac{8}{8_o},\qquad \text{Ec. [55]}$$

donde s, cuando se comparan los flujos térmicos en secciones en que la relación F/F_{cr} sea la misma, es igual a:

$$8=\lambda_q{}^{0,82}c_{p.q}{}^{0,82}\left(\frac{m}{\sqrt{T_3^*}}\right)^{0,82}\left(T_q^*-T_P^q\right)\left(\frac{T_q^*}{T_P^q}\right)^{0.35}\qquad \text{Ec. [56]}$$

De aquí se deduce que s es función de la temperatura del gas y de la pared, y de la composición del gas.

Los parámetros del gas (γ_g, $c_{p\ .\ g}$, etc.) en [56] se toman a la temperatura T_P^*, y para la composición del gas que se tiene cerca de la pared.

El cálculo del flujo térmico debe hacerse para diferentes secciones de la cámara de combustión y de la tobera, tomándose más próximas las secciones en las proximidades de la sección crítica, donde la variación del flujo térmico es más rápida.

El flujo térmico en la cámara de combustión suele suponerse constante en toda ella e igual al flujo térmico a la entrada de la tobera. Los resultados experimentales han demostrado que el flujo térmico a lo largo de la cámara de combustión varía algo. Esta variación podrá tenerse en cuenta en el cálculo, si se dispone de los daos experimentales que hacen al caso.

3. para continuar el cálculo se dividen la cámara de combustión y la tobera del motor en cierto número [15] de partes figura 60), en cada una de las cuales el flujo térmico puede suponerse constante, e igual al valor medio de los flujos en las secciones que la limitan.

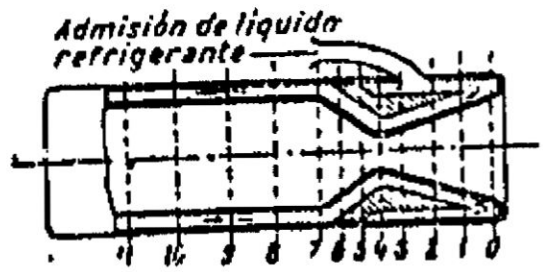


Fig. 60. Cálculo de la refrigeración de un CL

Determinando a continuación las área de las superficie interiores de la tobera y de la cámara de combustión en cada parte, f_i, y multiplicándolas por el valor medio del flujo térmico, q_i en la parte correspondiente, se halla la cantidad de calor que ha de absorber el líquido refrigerante:

$$\Delta Q_i = q_i f_i,$$

y el calentamiento del líquido refrigerante Δt_i. El valor de Δt_i se determina por la igualdad:

$$\Delta t_{t.i} = \frac{\Delta Q_i}{c_t}$$

donde el calor específico del líquido refrigerante c_t se toma a la temperatura media del líquido en la pare de que se trata.

En la figura 61 se representan los calores específicos de algunos líquidos en función de la temperatura.

A continuación se determina el calentamiento de los componentes de combustible en toda la camisa de refrigeración de la cámara del motor:

$$\Delta t = \sum_{i=1}^{n} \Delta t_{1,i}$$

donde n = número de partes, que se han tomado.

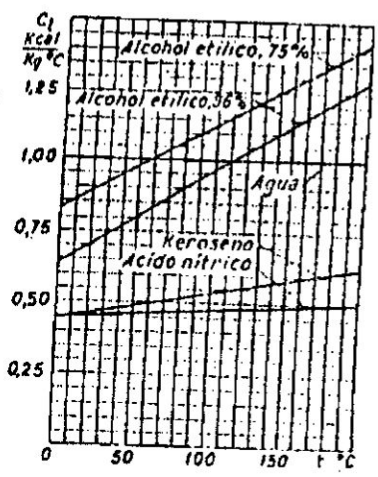


Fig. 61. Calor específico del líquido en función de la temperatura

La temperatura del líquido refrigerante a la salida de la camisa de refrigeración debe ser menor que la de ebullición o descomposición (coquización), a la presión existente en la camisa de refrigeración. Esta condición debe observarse funcionando el motor en régimen mínimo, cuando el calentamiento del líquido refrigerante es mayor que en los otros regímenes.

4. Si por parte del calentamiento del líquido refrigerante la refrigeración exterior es suficiente, la etapa siguiente del cálculo será determinar la temperatura de la pared del lado del líquido, T_P^l.

Esta temperatura se determina utilizando los valores conocidos del flujo térmico q, y de la temperatura T_p^*, así como también el espesor adoptado para la pared de la cámara.

$$T_P^l = T_P^q \frac{\delta}{\lambda} q_\Sigma ,$$

donde la conductibilidad térmica λ se toma, como se dijo, a la temperatura $T = \frac{T_P^q + T_P^l}{2}$. El valor de T_P^l, indispensable para determinar λ, puede estimarse en primera aproximación, y después, aproximando más, el cálculo puede hacerse más exacto. La temperatura T_P^l debe en todo lugar ser más elevada que la temperatura del líquido refrigerante en

el mismo lugar, puesto que de otra manera sería imposible la transmisión de calor de la pared al líquido. Sería de desear que en las proximidades de la sección crítica T_P^l fuera cercana a la temperatura de ebullición o de descomposición del líquido refrigerante a la presión dada en la camisa de refrigeración, o incluso más elevada (aproximadamente en 50°), puesto que entonces aumentaría el coeficiente de transmisión de calor, α_1, y disminuirían las pérdidas de presión en la camisa de refrigeración. Lejos de la sección crítica, donde los flujos térmicos disminuyen bruscamente, T_P^l puede ser menor. Para alcanzar las temperaturas T_P^l que se desean, de ordinario se habrán de repetir los cálculos. Entonces varía también la temperatura de la pared del lado del gas que se había calculado, pero la variación de T_P^o en comparación con los valores antes elegidos, que surge al repetir los cálculos, es pequeña, por lo cual de ordinario no habrá que repetir el cálculo de los flujos térmicos determinados por la temperatura inicialmente elegida.

En esta etapa del cálculo podemos limitarnos a determinar T_P^t solamente en tres o cuatro secciones de la tobera (las partes 1,3,4 y 6 en la figura 60). En las partes restantes resulta más fácil determinar la temperatura T_P^t después de hallar las velocidades del líquido refrigerante.

5. Posteriormente se determina las velocidades necesarias del líquido refrigerante en la camisa, para lo cual se supone que:

$$\alpha_t = \frac{q}{T_P^t - T_t},$$

donde q, T_P^t y T_t en cada parte son conocidas. Luego se hallan las secciones de paso del refrigerante:

$$F_T = \left(G_{ref} \frac{82{,}5\, Z}{d_{eq}^{\,0,8}\, \alpha_t} \right)^{1,85}$$

y finalmente la velocidad del líquido refrigerante:

$$c = \frac{G_{ref}}{F_t}$$

El cálculo debe llevarse a cabo para las secciones 1, 3, 4 y 6 (véase fig. 60). A continuación se ha de asegurar que las secciones de paso de la camisa de refrigeración varíen suavemente, y cumplan con las restantes condiciones constructivas y tecnologías. Luego, conociendo la velocidad ($c = G_{ref}/\gamma F_t$) y el flujo térmico q, en cada parte, se deberá determinar α_1 y luego $T_P{}^1$ en las secciones restantes, después de lo cual pueden hacerse más precisos los valores $T_P{}^\circ$ en estas secciones. La sección de paso en la camisa de la cámara de combustión suele ser constante e igual al valor a la entrada de la tobera.

6. Con los valores hallados de la velocidad del líquido refrigerante y de la forma geométrica del conducto del refrigerante se podrá calcular las pérdidas de presión del líquido refrigerante en las diversas partes del motor, y luego también en todo el motor, lo cual es necesario para el cálculo de las bombas de combustible.

Las pérdidas de presión en las diversas partes vienen dadas por la fórmula:

$$\Delta P_i = \varepsilon \frac{l_i}{d_{g.i}} \gamma \frac{c_i^3}{2g},$$

donde d_o = diámetro hidráulico del conducto. El coeficiente de pérdida ε se calcula aquí en función del número $Re = \frac{c d_g \gamma}{\mu g}$, por las fórmulas conocidas de la hidráulica:

Si Re = $3x10^3 \div 10^5$,

$$\varepsilon = \frac{0{,}3164}{\sqrt{Re}};$$

Si Re = $10^5 \div 10^8$,

$$\varepsilon = 0{,}0032 + \frac{0{,}221}{Re^{0{,}23}}$$

La pérdida total de presión será: $\Delta p = \sum_{i=1}^{n} \Delta P_i$

La cámara de combustión de un CL puede refrigerarse por medio de uno de los componentes del combustible, y la tobera por el otro. Los cálculos de refrigeración de la cámara de combustión y de la tobera se conducen entonces por separado. El orden de cálculo seguirá siendo el mismo descrito anteriormente.

Si el empuje del motor es regulable, el cálculo completo de la refrigeración se realiza por lo menos para los dos regímenes extremos de funcionamiento del motor, el máximo y el mínimo. El primero de ellos es desfavorable, porque los flujos térmicos son muy grandes, y la temperatura T_P^q puede resultar mayor que la admisible.

Si pasamos al régimen mínimo, el gasto de refrigerante líquido (el gasto de combustible) disminuye, como se indicó más arriba, proporcionalmente a la presión en la cámara de combustión, mientras que los flujos térmicos disminuyen más o menos proporcionalmente a la presión elevada a la potencia 0,8. De este modo el gasto de combustible disminuye más rápidamente que el flujo térmico. Como consecuencia el calentamiento del líquido refrigerante en régimen mínimo es mayor que en el máximo, y puede resultar mayor que el admisible.

Si sucede que T_P^o, el calentamiento del líquido refrigerante, o la temperatura de la pared del lado del líquido es más elevada que la admisible, será necesario utilizar además de la refrigeración exterior la interior. Esta última puede aplicarse también cuando con ella se simplifica la construcción del motor, disminuyendo hasta un grado admisible el empuje específico.

V.- MATERIALES Y METODOS:

5.1.-CONSIDERACIONES PREVIAS.

Un motor cohete de combustible líquido emplea propelentes líquidos que se alimentan bajo presión de los tanques en una cámara de combustión. Los propelentes normalmente consisten en un oxidante líquido y un combustible líquido. En la cámara de combustión los propelentes reaccionan químicamente (combustión) para formar gases calientes que luego se aceleran y son arrojados a alta velocidad a través de una tobera, provocando esto un momento en el cohete. El momento es el producto de masa y velocidad. La fuerza del empuje de un motor cohete es la reacción experimentada por la estructura del motor debida a la eyección de materia de alta velocidad. Éste es el mismo fenómeno que empuja una manguera de jardín hacia atrás con el chorro de agua del pico o hace retroceder un arma cuando se dispara.

Un motor cohete típico consiste en la cámara de combustión, la tobera, y el inyector; como se muestra en la Figura 62. La cámara de combustión es donde se realiza el quemado del propelente en alta presión.

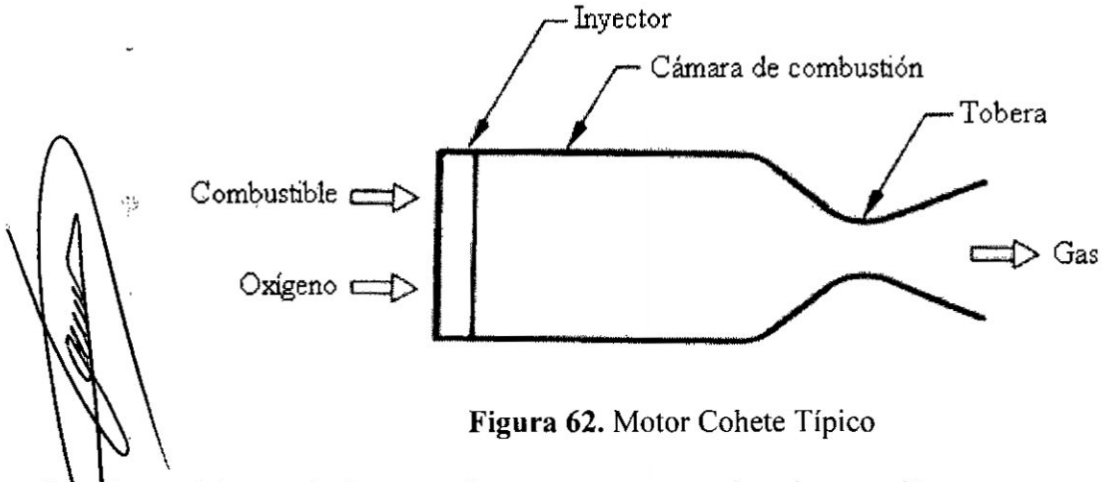


Figura 62. Motor Cohete Típico

La cámara debe ser lo bastante fuerte para contener las altas presiónes y temperaturas generadas por el proceso de combustión. Debido a la temperatura alta y a la transferencia de calor normalmente se refrigeran la cámara y la tobera. También la cámara debe ser de longitud suficiente para asegurar la combustión completa de los gases antes de que estos entren en la tobera.

La función de la tobera es convertir la energía química generada en la cámara de combustión en energía cinética. La tobera convierte la baja velocidad, alta presion y alta temperatura del gas en la cámara de combustión en gas a alta velocidad y baja temperartura y presión. Como el empuje es el producto de masa (la cantidad de gas que fluye a través de la tobera) y velocidad es deseable, en consecuencia, una velocidad de gas muy alta. Velocidades del gas de una a dos millas por segundo (5000 a 12000 pies por segundo) pueden obtenerse en las toberas de un cohete. Las toberas que realizan este aparentemente asombroso hecho son denominadas Boquillas de Laval (por su inventor) y consiste en una sección convergente-divergente, como se muestra en la Figura 63. El área mínima de flujo entre la sección convergente y la divergente se llama garganta de la tobera.

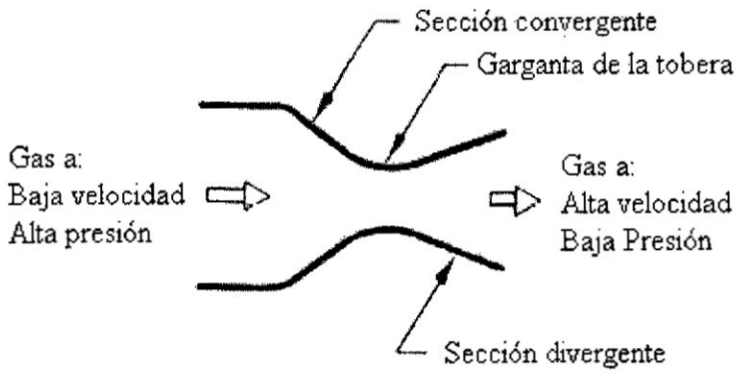


Figura 63. Tobera de Laval

El área de flujo al final de la sección divergente se denomina área de salida de la tobera. La tobera normalmente es hecha lo suficientemente larga (área de salida suficientemente grande) de manera tal que la presión en la cámara de combustión sea reducida en la salida de la tobera a la presión que existe fuera de la misma. Si el motor del cohete es disparado al nivel del mar esta presión es aproximadamente 14,7 libras por pulgada cuadrada (psi). Si el motor se diseña para el funcionamiento a alta altitud, la presión de la salida será menor de 14,7 psi. El desenso de la temperatura de los gases de combustión que fluyen a través de la tobera es alto y puede ser tanto como 2000 °F – 3000 °F. Ya que los gases en la cámara de la combustión pueden estar a 5000 °F – 6000 °F, la temperatura del gas a la salida de la tobera es aproximadamente de 3000 °F.

5.2.- ELECCIÓN DEL PROPELENTE.

Los motores cohete de combustibles líquidos pueden quemar una variedad de combinaciones de oxidante y combustible algunos de los cuales se clasifican en la Tabla 1. La mayoría de las combinaciones propelentes listadas son peligrosas, tóxicas y caras. El constructor aficionado de motores cohete por lo contrario requiere propelentes que sean facilmente disponibles, razonablemente seguros, fáciles de manejar y baratos. ROCKETLAB, basado en sus experiencias, recomienda el uso de oxígeno gaseoso como oxidante y un líquido de hidrocarburo como combustible. Ellos poseen un buen rendimiento, la llama de la combustión es fácilmente visible y su temperatura de combustión presenta un adecuado desafío de diseño para el constructor aficionado. Estos propelentes son usados en el proyectil Atlas y el vector Saturno. En estos sistemas, sin embargo, oxígeno líquido en lugar de gaseoso se usa como oxidante.

El oxígeno gaseoso puede ser obtenido barato y fácilmente en cilindros presurizados en casi cualquier comunidad debido a su uso en soldadura oxi-acetilenica (autógena). Con precauciones razonables, que serán detalladas después, el gas (y el cilindro) es seguro de manejar para las pruebas estáticas. La presión del gas es fácilmente regulada con reguladores comerciales y la proporción de flujo del mismo se controla fácilmente con válvulas disponibles comercialmente.

Tabla 3. Rendimiento calculada de algunos líquidos propelentes

Combinación propelente Oxidante / Combustible	Presión de combustión (psi)	Proporción de mezcla	Temperatura de la llama (°F)	Isp (seg)
Oxígeno líquido / gasolina	300	2,5	5470	242
Oxígeno gaseoso / gasolina	300	2,5	5742	261
Oxígeno gaseoso / gasolina	500	2,5	5862	279
Oxígeno líquido / JP 4 (Combustible de Jet)	500	2,2	5880	255
Oxígeno líquido / Alcohol metílico	300	1,25	5180	238
Oxígeno gaseoso / Alcohol metílico	300	1,2	5220	248
Oxígeno líquido / Hidrógeno	500	3,5	4500	363
Ácido Nítrico Rojo Fumante / JP 4	500	4,1	5150	238
Nota: Expansión a 14,7 PSI				

Los combustibles de hidrocarburo, como la gasolina y el alcohol, son fácilmente disponibles en cualquier comunidad. Las precauciones de seguridad son ya conocidas por la mayoría de los individuos responsables debido al amplio uso de los combustibles en motores de combustión interna para automóviles y grupos electrógenos.

Todas las secciones subsecuentes de esta publicación se referirán a, y se asume, que los propelentes usados en motores cohetes de combustible líquido aficionados son oxígeno gaseoso y combustible de hidrocarburo.

La temperatura de la llama de combustibles de hidrocarburo en combustión en presencia de oxígeno gaseoso a varias presiones de la cámara de combustión se muestran en la Figura 64, para una proporción de mezcla estequiométrica. La proporción de mezcla se define como el peso del flujo de oxidante dividido el peso del flujo de combustible, o:

$$O/F = w_o/w_f \qquad \text{Ec. (57)}$$

Donde:

w_o = lb de oxígeno/seg.

w_f = lb de combustible/seg.

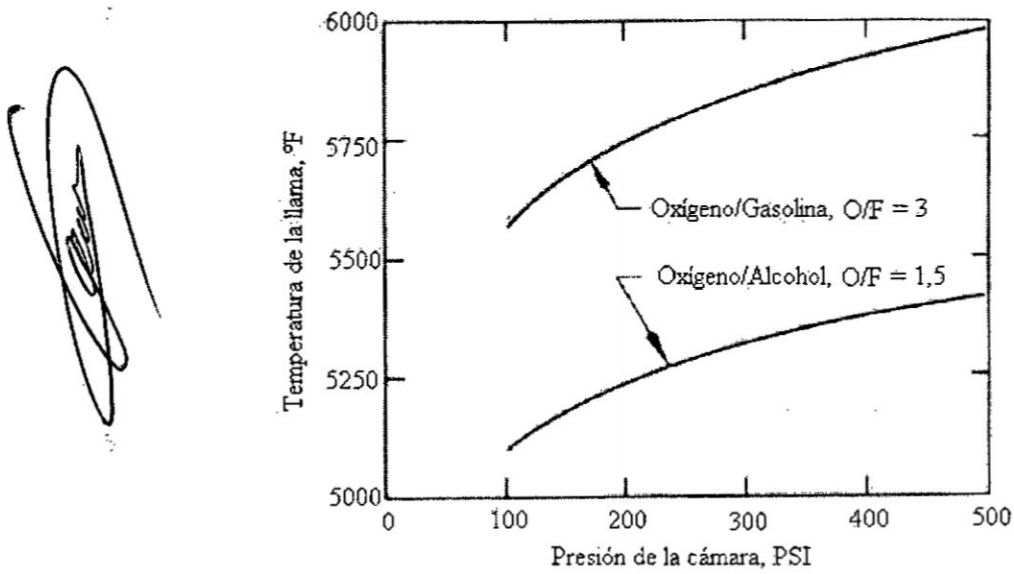


Figura 64. Temperatura de la llama versus presión de la cámara para proporciones de mezcla estequiométricas

Cuando una proporción estequiométrica se logra el oxígeno presente es solo el necesario para reaccionar químicamente con todo el combustible; la temperatura de llama más alta se logra bajo estas condiciones. Si se desea una temperatura de llama más baja normalmente es mejor tener más combustible presente que oxidante; esto es conocido como quemar "fuera de proporción" o "combustible rico" (mezcla rica). Esta condición es menos severa para el motor cohete que las condiciones de combustión estequiométricas ricas en oxígeno.

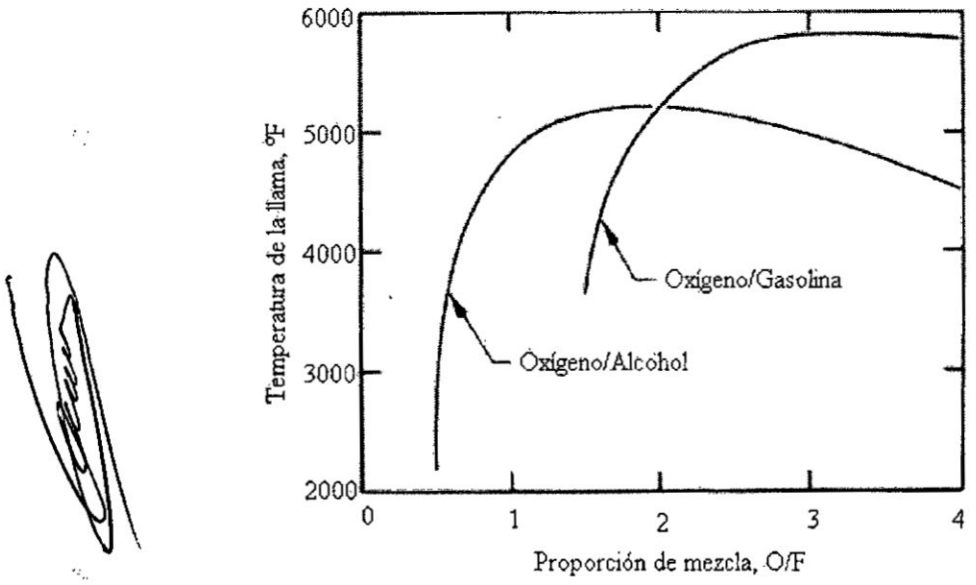


Figura 65. Temperatura de la llama vs. Proporciones de mezcla para una presión de la cámara constante de 300 psi

La Figura 65 indica cómo la temperatura de la llama varía cuando se mantiene la presión de la cámara de combustión a un valor constante y se varía la proporción de la mezcla.

El empuje desarrollado por libra de propelente quemada por segundo (caudal másico) es conocido como impulso específico (Isp) y se define como:

$$Isp = \text{Empuje} / \text{Caudal másico del propelente} \qquad \text{Ec. (58)}$$

La Figura 66. indica el máximo rendimiento posible de los combustibles de hidrocarburo quemados con oxígeno gaseoso a varias presiones de la cámara, con el gas expandido a presión atmosférica. Este gráfico puede usarse para determinar la proporción de flujo de propelente requerida para producir un cierto empuje. Suponga que usted desea diseñar un motor cohete que usa oxígeno gaseoso y gasolina como propelente para ser quemado a una presión de cámara de 200 psi con un empuje de 100 lbs. A estas condiciones el rendimiento del propelente, según la Figura 66, es 244 lb de empuje por cada libra de propelente quemado por segundo. Por consiguiente:

$$w_t = F/_{Isp} = 100/_{244} = 0{,}41\ lb/_{seg} \qquad \text{Ec. (59)}$$

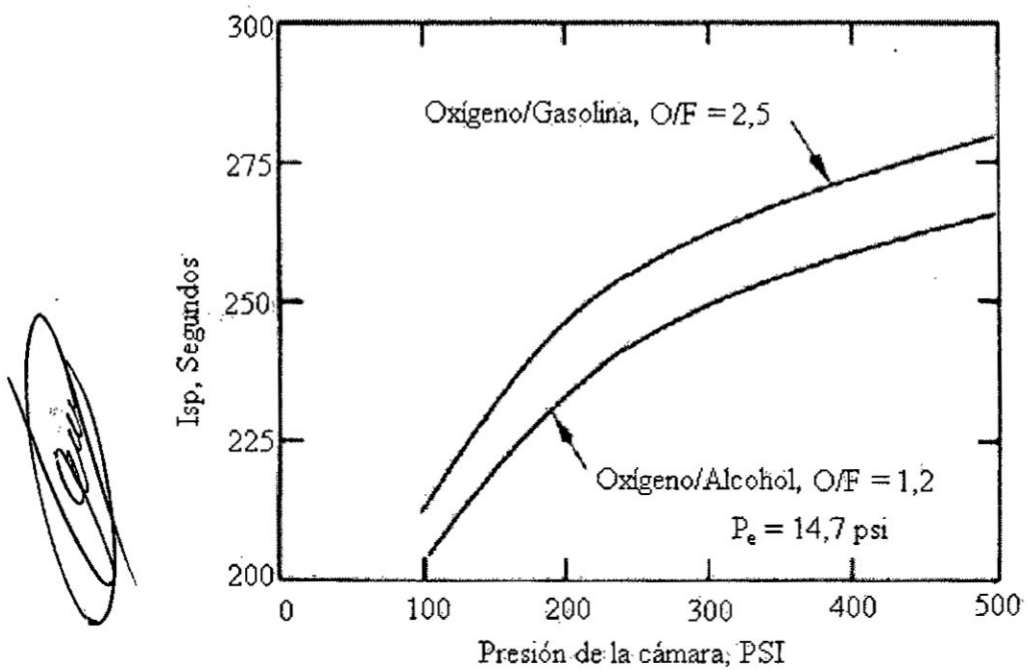


Figura 66. Rendimiento del Isp para combustibles de hidrocarburos con oxígeno gaseoso

Dado que este Isp es para una proporción de mezcla (r) de oxígeno y gasolina de 2,5, nosotros tenemos que :

$$w_o = \frac{w_t \cdot r}{r+1} = 0{,}293 \ {}^{lb}/_{seg} \qquad \text{Ec. (60)}$$

$$w_f = \frac{w_t}{r+1} = 0{,}117 \ {}^{lb}/_{seg} \qquad \text{Ec. (61)}$$

$$w_t = w_o + w_f \qquad \text{Ec. (62)}$$

5.3.-PROPIEDADES DE LOS PROPELENTES:

Las propiedades químicas y físicas del oxígeno gaseoso, el alcohol metílico y la gasolina se proporcionan en la Tabla 4.

Tabla 4: Propiedades de propelentes de cohete seleccionados			
Propelente	Oxígeno Gaseoso	Alcohol Metílico	Gasolina
Fórmula química	O2	CH3OH	C8H18
Peso molecular	32	34,04	114
Color	Sin color	Sin color	Sin color
Efectos en los metales	Ninguno	Ninguno	Ninguno
Riesgo de incendio	Alto	Alto	Alto
Toxicidad	Ninguno	Tóxico	Medio
Densidad	0,083 lb / ft^3	48 lb / ft^3	44,5 lb / ft^3
Nota: La densidad del oxígeno gaseoso a otras densidades distintas de las normales puede ser determinada por; $\rho 2 = \rho 1 \, (P_2 / P_1) \, (T_1 / T_2)$, donde $P_1 = 14,7$ psi, $T_1 = 68$ °F, $\rho 1 = 0,083$ lb / ft^3			

5.4.- ECUACIONES DE DISEÑO:

La siguiente sección detallará ecuaciones simplificadas para el diseño de pequeños motores cohetes de combustible líquido. La nomenclatura para el diseño del motor es mostrada en la Figura 67.

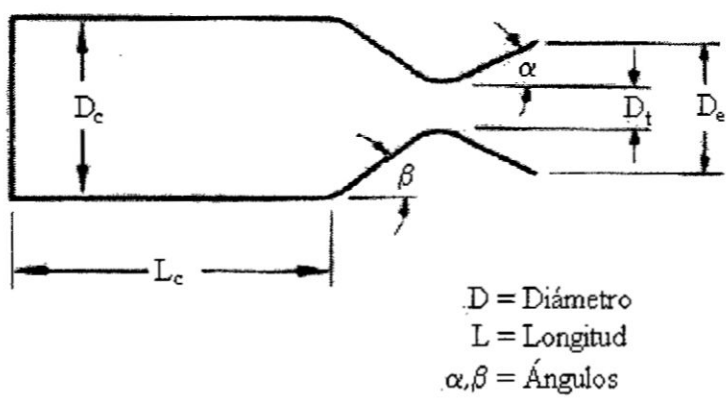


Figura 67. Configuración del diseño del motor

5.4.1.-Tobera:

La sección de la garganta de la tobera puede calcularse si el caudal másico de los propelentes es conocida y los repelentes y las condiciones de operación han sido escogidas. Asumiendo que es un gas perfecto las leyes teóricas son:

$$A_t = \frac{w_t}{P_t} \cdot \sqrt{\frac{R \cdot T_t}{\gamma \cdot g_c}} \qquad \text{Ec. (63)}$$

Donde:

- R = constante del gas, dado por $R = R'/M$. R' es la constante universal de los gases igual a 1545,32 ft lb / lb°R, y M es el peso molecular del gas. El peso molecular de los gases calientes, productos de la combustión de oxígeno gaseoso y combustible de hidrocarburo, es aproximadamente 24; por lo tanto R es aproximadamente 65 ft – lb / lb °R.
- Gamma, γ, es la proporción de los calores específicos del gas y es una variable termodinámica de la cual el lector si lo desea puede leer acerca de ella (vea Bibliografía). Gamma es aproximadamente 1,2 para los productos de la combustión de oxígeno gaseoso y combustible de hidrocarburo.
- g_c es una constante relacionada a la gravitación de la tierra y es igual a 32,2 ft/seg^2.

Para los cálculos extensos el lector puede considerar las siguientes constantes, siempre que el propelente usado sea oxígeno gaseoso y combustible de hidrocarburo:

$$R = 65 \text{ ft lb/lb °R}$$
$$\gamma = 1{,}2$$
$$g_c = 32{,}2 \text{ ft/seg}^2$$

T_t es la temperatura de los gases en la garganta de la tobera. La temperatura del gas en la garganta de la Tobera es menor a la de la cámara de combustión debido a la pérdida de energía térmica en la aceleración del gas a la velocidad local de sonido (Número de Mach = 1) en la garganta. Por consiguiente:

$$T_t = T_c \cdot \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2}} \right) \qquad \text{Ec. (64)}$$

Para $\gamma = 1{,}2$

$$T_t = 0{,}909 \cdot T_c \qquad \text{Ec. (65)}$$

T_c es la temperatura de la llama en la cámara de combustión en grados Rankine (°R), dado por:

$$T(°R) = T(°F) + 460 \qquad \text{Ec. (66)}$$

P_t es la presión del gas en la garganta de la tobera. La presión en la garganta de la tobera es menor a la de la Cámara de combustión debido a la aceleración del gas a la velocidad local de sonido (Número de Mach =1) en la garganta. Por consiguiente:

$$P_t = P_c \cdot \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \qquad \text{Ec. (67)}$$

Para $\gamma = 1{,}2$

$$P_t = 0{,}564 \cdot P_c \qquad \text{Ec. (68)}$$

Los gases calientes deben expandirse ahora en la sección divergente de la tobera para obtener el máximo de empuje. La presión de estos gases disminuirá en la medida que la energía se usa para acelerar el gas, Nosotros debemos encontrar esa área de la tobera para que la presión del gas sea igual a la presión Atmosférica. Esta área será entonces el área de salida de la tobera. El número de Mach es la proporción de la velocidad del gas respecto de la velocidad de sonido local. El Número de Mach a la salida de la Tobera se da por la expresión de la ley de expansión de los gases perfectos.

$$M_e^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \cdot \left[\left(\frac{P_c}{P_{atm}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \qquad \text{Ec. (69)}$$

P_c es la presión en la cámara de combustión y P_{atm} es la presión atmosférica o 14,7 psi.
El área de salida de la tobera correspondiente al número de Mach a la salida, que es el resultado de la Opción de presión de la cámara se da por:

$$A_e = \frac{A_t}{M_e} \cdot \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_e^2}{\frac{\gamma + 1}{2}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2 \cdot (\gamma-1)}} \qquad \text{Ec. (70)}$$

Dado que γ está fijo en 1,2 para los productos propelentes de oxígeno gaseoso y combustible de Hidrocarburo, podemos definir los parámetros para el futuro diseño de uso; los resultados se clasifican en la tabla 5.

Tabla 5. Parametros de la tobera para varias presiones de la cámara $\gamma = 1{,}2$, $P_{atm} = 14{,}7$ psi

Pc	Me	Ae/At	Te/Tc
100	1,95	1,79	0,725
200	2,33	2,74	0,65
300	2,55	3,65	0,606
400	2,73	4,6	0,574
500	2,83	5,28	0,55

Por consiguiente:

$$A_e = A_t \cdot \left(\frac{A_e}{A_t} \right) \qquad \text{Ec. (71)}$$

La proporción de temperatura entre los gases de la cámara y aquéllos a la salida de la tobera se da por:

$$T_e = T_c \cdot \left(\frac{T_e}{T_c} \right) \qquad \text{Ec. (72)}$$

El diámetro de la garganta de la tobera se da por:

$$D_t = \sqrt{\frac{4 \cdot A_t}{\pi}} \qquad \pi = 3{,}14 \qquad \text{Ec. (73)}$$

Y el diámetro de la salida se da por:

$$D_e = \sqrt{\frac{4 \cdot A_e}{\pi}} \qquad \text{Ec. (74)}$$

Un buen valor para el medio-ángulo de convergencia de la tobera β (ver Figura 3) es 60°. El medio-ángulo (semiangulo) de divergencia de la tobera, α, no debe ser mayor que 15° para prevenir las pérdidas de flujo Internas.

5.4.2.-Cámara de combustión:

Un parámetro para definir el volumen de la cámara es requerido para que la combustión sea completa, este es la longitud de la cámara característica, L*, qué se da por:

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \qquad \text{Ec. (75)}$$

Donde V_c es el volumen de la cámara (incluyendo la sección convergente de la tobera), en pulgadas cúbicas, y A_t es el área de la garganta de la tobera (in^2). Para combustibles de oxígeno gaseoso / hidrocarburo, una L^* de 50 a 100 pulgadas es apropiada. L^* realmente es un substituto (una simplificación) para determinar el tiempo de residencia en la cámara, de los propelentes reaccionando.
Para reducir pérdidas debido a la velocidad de flujo de gases dentro de la cámara, la sección de la cámara de Combustión debe ser por lo menos tres veces el área de la garganta de la tobera.
La sección de la cámara de combustión se da por:

$$A_c = \frac{\pi \cdot D_c^2}{4} \qquad \text{Ec. (76)}$$

El volumen de la cámara se da por:

$$V_c = A_c \cdot L_c + Volumen\ \ convergente$$

Para las cámaras de combustión pequeñas el volumen convergente es aproximadamente 1/10 del volumen de la porción cilíndrica de la cámara, por eso:

$$V_c = 1{,}1 \cdot (A_c \cdot L_c) \qquad \text{Ec. (77)}$$

El diámetro de la cámara para las cámaras de combustión pequeñas (niveles de empuje menores de 75

Libras) debe ser tres a cinco veces el diámetro de la garganta de la tobera para que el inyector tenga Suficiente área útil.

5.4.3.-Espesor de pared de la cámara:

La cámara de combustión debe poder resistir la presión interior de los gases calientes de la combustión. La Cámara de combustión también debe fijarse físicamente al recubrimiento refrigerante, por consiguiente, el Espesor de las paredes de la cámara debe ser suficiente para soldarse o soldar a ella dispositivos. Dado que la cámara será cilíndrica, la tensión mecánica de funcionamiento (S) en la pared se da por:

$$S = \frac{P \cdot D}{2 \cdot t_w} \qquad \text{Ec. (78)}$$

Donde P es la presión en la cámara de combustión (despreciando el efecto de presión del refrigerante por Fuera), D es el diámetro interno del cilindro, y t_w es el espesor de la pared del cilindro. Un material típico Para pequeños refrigerantes de agua para cámaras de combustión es el cobre, para el que la tensión Mecánica de trabajo(S) aceptable es de aproximadamente 8000 psi. El espesor de la pared de la cámara De combustión se da por consiguiente por:

$$t_w = \frac{P \cdot D}{16000} \qquad \text{Ec. (79)}$$

Este es el espesor mínimo; realmente el espesor debe ser algo mayor para permitir soldar, remachar y Ejercer concentraciones de tensión mecánica. El espesor de la pared de la cámara y la tobera es Normalmente igual. La Ecuación (78) también puede usarse para calcular el espesor de la pared del Recubrimiento refrigerante de agua. Aquí de nuevo, el valor de t_w es el espesor mínimo, hay que Considerar Los factores de posibles soldaduras y las consideraciones de diseño (como ranuras del O-Ring, etc.) Normalmente requerirá paredes de mayor espesor que los calculados por la Ecuación de Tensión Mecánica. Dependiendo del material de recubrimiento escogido debe usarse un nuevo valor de tensión mecánica aceptable en la Ecuación (78).

5.4.4.-Equipo Refrigerante:

El aficionado no debe considerar construir el equipo refrigerante del cohete ya que ellos pueden operar Durante sólo un tiempo corto y su diseño requiere un conocimiento completo de diseño en transferencia De calor y masa. Los motores de cohete refrigerados tienen provisión para refrigerar algunos partes o Todo el metal que entra en contacto con los gases calientes de la combustión. El inyector normalmente se refrigera a si mismo por el flujo entrante de precelente . La cámara de combustión y la tobera Requieren refrigerante definitivamente. Un recubrimiento refrigerante permite la circulación de un Refrigerante que, en el caso de artefactos en vuelo, es normalmente uno de los propelentes. Sin embargo, Para las pruebas estáticas y para el funcionamiento del aficionado, el agua es el único refrigerante Recomendado. El recubrimiento refrigerante consiste en una pared interna y otra exterior.
La cámara de combustión forma la parde interna y otro cilindro concéntrico pero más grande proporciona la pared exterior. El espacio entre las paredes sirve de conducto para el pasaje del refrigerante.

5.5.- EJEMPLO DE CÁLCULOS DE DISEÑO:

El ejemplo siguiente ilustra el uso de las Ecuaciones, Tablas y los conceptos presentados en las secciones Anteriores . Un pequeño motor cohete de combustible líquido refrigerado por agua será diseñado para una Presión de cámara de 300 psi y un empuje de 20 libras. El motor operará al nivel del mar usando oxígeno Gaseoso y propelente de gasolina.

Paso 1:

De la Tabla 3 y las Figuras 64, 65 y 66 nosotros determinamos que la proporción de O/F óptima es Aproximadamente 2,5 y que el impulso específico ideal será aproximadamente 260 segundos. El caudal másico esta dado por la Ecuación (59).

$$w_t = {}^{F}\!/_{Isp} = {}^{20}\!/_{260} = 0{,}077 \ {}^{lb}\!/_{seg}$$

Dado la proporción de la mezcla, r, que es 2,5 encontramos de la Ecuación (61).

$$w_f = \frac{w_t}{r+1} = \frac{0{,}077}{3{,}5} = 0{,}022 \ {}^{lb}\!/_{seg}$$

De la Ecuación (62) la proporción de flujo del oxígeno es:

$$w_o = 0{,}077 - 0{,}022 = 0{,}055 \ {}^{lb}\!/_{seg}$$

Para comprobar dividimos la proporción de flujo del oxígeno por la proporción de flujo del combustible y el resultado es 2,5; como debe ser.

Paso 2:

De la Tabla 3 notamos que la temperatura del gas en la cámara es de 5742 °F, o aproximadamente 6202 °R. De la Ecuación (65) la temperatura del gas en la garganta de la tobera es:

$$T_t = 0{,}909 \cdot T_c = 0{,}909 \cdot 6202 = 5620 \ ^\circ R$$

Paso 3:

De la Ecuación (68) la presión en la garganta de la tobera es:

$$P_t = 0{,}564 \cdot P_c = 0{,}565 \cdot 300 = 169 \ psi$$

Paso 4:

El área de garganta de la tobera está dada por la Ecuación (63).

$$A_t = \frac{w_t}{P_t} \cdot \sqrt{\frac{R \cdot T_t}{\gamma \cdot g_c}}$$

$$A_t = \frac{0{,}077}{169} \cdot \sqrt{9500} = 0{,}0444 \ in^2$$

Paso 5:

El diámetro de garganta de la tobera está dado por la Ecuación (73).

$$D_t = \sqrt{\frac{4 \cdot A_t}{\pi}} = \sqrt{0{,}0566} = 0{,}238 \ in$$

Paso 6:

De la Tabla 5 encontramos que para una presión de la cámara de 300 psi y una presión de salida de tobera de 14.7psi (nivel del mar).

$$\frac{A_e}{A_t} = 3{,}65$$

Entonces el área de salida de la tobera es, de la Ecuación (71).

$$A_e = 3{,}65 \cdot A_t = 3{,}65 \cdot 0{,}0444 = 0{,}162 \ in^2$$

Paso 7:

El diámetro de salida de la tobera, de la Ecuación (74).

$$D_e = \sqrt{\frac{4 \cdot A_e}{\pi}} = \sqrt{0{,}2065} = 0{,}4555 \ in$$

Paso 8:

Para esta combinación de propelente asumiremos un largo de la cámara de combustión (L^*) de 60 pulgadas. El volumen de la cámara de combustión es dado por la Ecuación (75).

$$V_c = L^* \cdot A_t = 60 \cdot 0{,}0444 = 2{,}67 \ in^3$$

Paso 9:

La longitud de la cámara se encuentra en la Ecuación (77)

$$V_c = 1{,}1 \cdot (A_c \cdot L_c)$$

Sin embargo, debemos determinar el área de la cámara primero, o Ac. Nosotros hacemos esto asumiendo que el diámetro de la cámara es cinco veces el diámetro de la garganta de la tobera o Dc = 5 Dt, por consiguiente,

$$D_c = 1{,}2 \ in \quad \text{y} \quad A_c = 1{,}13 \ in^2$$

Por consiguiente,

$$L_c = \frac{V_c}{1{,}1 \cdot 1{,}13} = \frac{2{,}67}{1{,}245} = 2{,}15 \ in$$

Paso 10:

Se usará cobre para las paredes de la cámara de combustión y de la tobera. El espesor de la pared de cámara esta dado por la Ecuación (79)

$$t_w = \frac{P \cdot D}{16000} = \frac{300 \cdot 1{,}2}{16000}$$

$$t_w = 0{,}225 \ in$$

Para permitir una tensión mecánica adicional y el factor de soldadura pondremos el espesor de la pared igual a 3/32 o 0,09375 pulgada y asumiremos que la pared de la tobera también tiene este espesor.

Paso 11:

La experiencia previa con pequeños motores cohete refrigerados por agua ha demostrado que podemos esperar para el cobre (en la cámara de combustión y la tobera) una proporción de transferencia media de calor, q, de aproximadamente 3 Btu/in^2 seg. El área de transferencia de calor de la cámara de combustión es el área de la superficie exterior de la cámara y la tobera. El área de la superficie se da por:

$$A = \pi \cdot L_c \cdot (D_c + 2 \cdot t_w) + \textit{área del cono de la tobera}$$

$$A = 9{,}4 \ in^2 + \textit{área del cono de la tobera}$$

El área del cono de la tobera a la garganta puede asumirse que es aproximadamente 10% del área de superficie de cámara de manera que:

$$A = 1{,}1 \cdot 9{,}4 = 10{,}35 \ in^2$$

El calor total transferido al refrigerante está dado por la Ecuación (80)

$$Q = q \cdot A = 3 \cdot 10{,}35 = 31 \ Btu/seg$$

Paso 12:

La proporción de flujo del agua refrigerante puede ser calculada asumiendo una suba de temperatura del agua deseada. Si éste es entonces 40°F, de la Ecuación (80) (c_p del agua = 1)

$$w_w = \frac{Q}{\Delta T} = \frac{31}{40} = 0{,}775 \ lb \ \textit{de agua por segundo}$$

Paso 13:

El pasaje de flujo anular entre la pared de la cámara de combustión y la pared exterior puede ser calculado a partir la velocidad del flujo del agua refrigerante, que es por lo menos de 30 ft / seg. Esta velocidad es obtenida cuando el pasaje del flujo tiene unas dimensiones determinadas por:

$$v_w = \frac{w_w}{\rho \cdot A}$$

Donde v_w = 30 ft/seg, w_w = 0,775 lb/seg, ρ = 62,4 lb/ft^3 y A es el área del pasaje de flujo anular, dada por,

$$A = \frac{\pi}{4} \cdot \left(D_2^2 - D_1^2 \right)$$

Donde D_2 es el diámetro interno del recubrimiento exterior y D_1 es el diámetro exterior de la cámara de combustión, dado por,

$$D_1 = D_c + 2 \cdot t_w$$

Sustituyendo en las ecuaciones anteriores:

$$D_2 = \sqrt{\frac{4 \cdot w_w}{v_w \cdot \rho \cdot \pi} + D_1^2}$$

$$D_2 = \sqrt{0,151} = 0,123 \ ft = 1,475 \ in$$

$$D_2 - D_1 = 0,085 \ in$$

El espacio para el flujo de agua es de 0,0425 pulgadas.

Paso 14:

El inyector de combustible para este pequeño motor cohete será una boquilla de rocío comercial con un ángulo de rocío de 75°. La capacidad requerida a la boquilla es determinada por la proporción de flujo de combustible,

$$w_f = 0,022 \ {}^{lb}/_{seg} = 1,32 \ {}^{lb}/_{\text{min}}$$

Como hay seis libras de gasolina por el galón, el flujo de la boquilla de rocío requerida es de 0,22 galones por minuto (gpm) . La boquilla de rocío puede pedirse de cualquiera de varios proveedores (vea Lista de Proveedores); el material de la boquilla debe ser latón para asegurar una adecuada transferencia de calor del inyector al propelente entrante.

Si un inyector de de flujos en colisión ha sido escogido para el motor, la determinación del número de agujeros de inyección requeridos y su tamaño será como sigue:

El área de flujo para la inyección de combustible está dada por la Ecuación (81)

$$A = \frac{w_f}{C_d \cdot \sqrt{2 \cdot g \cdot \rho \cdot \Delta P}}$$

Nosotros asumiremos C_d = 0,7 con una presión de inyección del combustible de 100 psi. La densidad de la gasolina es aproximadamente 44,5 lb/ft^3, por lo que:

$$A = \frac{0,22}{0,7 \cdot 6430} = 0,0000049 \ ft^2$$

$$A = 0,000706 \ in^2$$

Si sólo un agujero de inyección es usado (una práctica pobre que puede llevar a inestabilidad en la combustión) su diámetro sería:

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot A}{\pi}} = \sqrt{0,0009} = 0,030 \ in$$

Una broca número 69 podría usarse para este agujero.
Si se usan dos agujeros de inyección de combustible, su diámetro sería:

$$D = \sqrt{0{,}00045} = 0{,}021 \ in$$

Una broca número 75 podría usarse para estos agujeros.

Paso 15:

Los agujeros para la inyección del oxígeno gaseoso podrían ser simples orificios taladrados. El tamaño de estos orificios debe ser tal que la velocidad de flujo del gas sea aproximadamente de 200 ft/sec , esto se obtiene del diseño de la proporción de flujo del oxígeno. Los agujeros no deben ser tan pequeños como para que se logre la velocidad del sonido en los pasajes del orificio dado que esto produciría un requisito de presión más alta para manejar la cantidad requerida de oxígeno a través de los orificios.
Si se usa una boquilla de rocio como inyector de combustible asumiremos el uso de cuatro puertos de inyección de oxígeno igualmente espaciados equidistantes de la linea central de la cámara de combustión y alrededor de la boquilla. Si asumimos una presión de inyección de 100 psi, entonces la presión del oxígeno gaseoso a la entrada de los puertos de inyección será 400 psi (la presión de la cámara más la presión de inyección). La densidad del oxígeno gaseoso a 400 psi y a una temperatura de 68°F está dada por las leyes de los gases perfectos (vea Tabla 4),

$$\rho_2 = \rho_1 \cdot \frac{P_2}{P_1} = 2{,}26 \ {}^{lb}/_{ft^3}$$

Asumiendo los gases como incomprimibles el área de flujo de inyección se da por:

$$A = \frac{w_o}{\rho \cdot V_o}$$

Dado que sabemos la proporción de flujo del oxígeno y la velocidad de inyección deseada, podemos encontrar el área de inyección total fácilmente:

$$A = \frac{0{,}55}{2{,}26 \cdot 200} = 0{,}0001217 \ ft^2$$

$$A = 0{,}0175 \ in^2$$

Por lo tanto como hay que hacer cuatro agujeros, cada agujero tiene un área de 0,004375 in^2 y el diámetro de cada agujero es:

$$D = \sqrt{0{,}00558} = 0{,}0747 \ in$$

Una broca número 48 podría usarse para estos agujeros.
Este mismo tamaño de chorro de oxígeno podría usarse con dos chorros de combustible en el inyector de flujos en colisión. Los agujeros, del oxígeno y del combustible, deben taladrarse a un ángulo de 45° con respecto a la cara del inyector, con el punto de la intersección de los chorros 1/4 de pulgada dentro de la cámara de combustión.

5.6. Criterios de diseño:

Los cálculos de diseño anteriores proporcionan las dimensiones, espesores y el tamaño de orificios para la mayoría de los componentes de nuestro motor cohete. El diseño real del motor cohete, sin embargo, requiere de desiciones de ingeniería y conocimiento de maquinado y soldadura y los factores operacionales; éstos actúan entre si recíprocamente para determinar la configuración final del motor y sus componentes. Quizás la mejor manera de lograr el diseño final es sentarse con los bosquejos del material necesarios y bosquejar una vista en corte del motor. Una escala 2/1 (o dos veces el tamaño real) será perfecta para estos pequeños motores y permitiran al diseñador una mejor visualización del conjunto entero.
Usando las dimensiones obtenidas en el ejemplo de cálculo, y las técnicas de diseño descriptas, se obtiene el conjunto de motor cohete que se muestra en la Figura 8. El diseño del motor ofrece una fácil fabricación y montaje.

5.7. FABRICACIÓN:

La fabricación y el montaje de un pequeño motor cohete de combustible líquido no es más difícil que otras máquinas y proyectos de aficionados serios, como modelos de motores de vapor, motores de gasolina y turbinas. A causa de que el motor cohete no tiene partes rodantes, el equilibrado dinámico de los componentes no se requiere. Sin embargo, el uso de materiales de calidad homogénea y cuidadosas técnicas de fabricación se exigen para producir un motor cohete que funcione de forma segura.
Un pequeño motor cohete de combustible líquido apropiadamente diseñado requiere las siguientes máquinas y herramientas de mano:
1. Torno de metal de 6" o 10", con accesorios.
2. Sacabocado de precisión.
3. Limas de precisón, calibres, micrómetros, etc.
4. Soldadora de oxi-acetileno o soldadora de arco pequeña.

Dado que un motor apropiadamente diseñado tendrá partes simétricas, no se requerirán máquinas fresadoras o de cepillado. El torno debe tener una exactitud y precisión (regularidad) de 0,001 pulgada. El sacabocado se usará para taladrar agujeros de pequeño diámetro y deberá tener un buen funcionamiento y alta velocidad de cuña.
El equipo de medición como calibres, micrómetros, etc. debe ser capaz de medir diámetros y longitudes, interiores y exteriores, se usará para localizar agujeros, huecos y otros rasgos antes del maquinado real.
Es sobre todo crítica la unión de los varios componentes del motor dado que el motor operará a altas presiones y temperaturas.

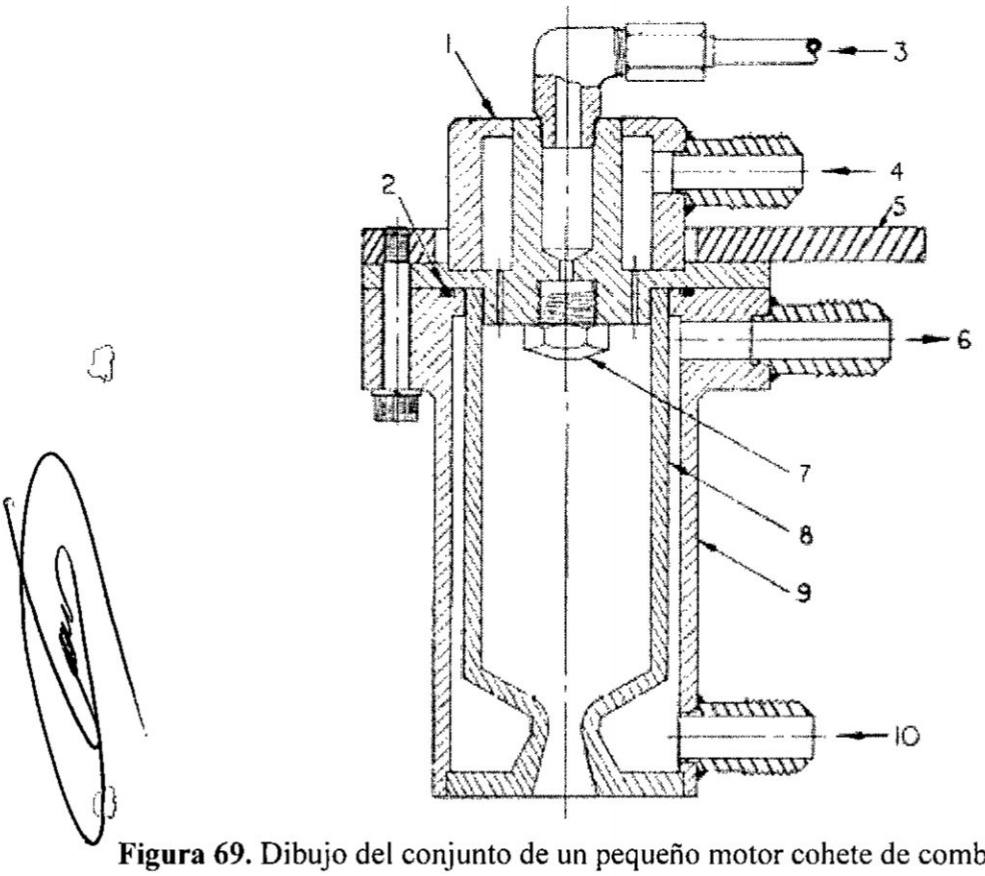


Figura 69. Dibujo del conjunto de un pequeño motor cohete de combustible líquido.

(1) El conjunto del inyector.
(2) El O-ring.
(3) Combustible líquido.
(4) Oxígeno gaseoso.
(5) Parte superior del motor.
(6) Refrigerante.
(7) La boquilla de rocío del combustible.
(8) La cámara de combustión.
(9) El recubrimiento exterior.
(10) Refrigerante.

La habilidad del soldador y las técnicas de soldadura empleadas deben ser tan buenas como aquéllas requeridas para trabajos de avión. Las juntas de metal deben estar limpias, con un encuentro íntimo entre las partes para asegurar una adecuada integridad y fuerza de la soldadura. En lo posible, el conjunto de componentes deben ser probados con agua a presión (o gas de nitrógeno, pero eso es peligroso) antes del uso real con los propelentes. La reparación de perdidas y soldaduras inicialmente pobres deben ser cuidadosamente hechas y luego retesteadas con agua a presión (llamado comprobación hidraúlica o comprobación hidrostática).

Como se discutió previamente, la cámara de combustión y la tobera deben construirse como una unidad de una sola pieza. Esta disposición, aunque más difícil del punto de vista del maquinado, elimina el requisito de una junta de algún tipo entre las dos partes; esta juna se expondría a los gases calientes de la combustión (5700°F) en un lado y habría, con toda probabilidad, fallas. Construyendo la cámara de combustión y la tobera en una pieza se elimina este punto de falla potencial. Debe ejercerse un gran cuidado durante el maquinado de la cámara-tobera de cobre para asegurar un espesor de pared constante y el afinamiento correcto en la región de la tobera. Las secciones de pared delgada son los puntos de falla potenciales y casi podría resultar en una inmediata falla catastrófica durante el encendido.

El maquinado del recubrimiento exterior es menos crítico que la cámara de combustión y la tobera. Materiales típicos para esta parte son acero inoxidable o latón. El diámetro interior del recubrimiento debe tener un acabado liso para reducir la presión del refrigerante y el acabado externo del recubrimiento, que será visible al mundo, debe reflejar el cuidado y preocupación del trabajador. El recubrimiento también contendrá los puertos de entrada y salida del refrigerante. Dado que el refrigerante (típicamente agua)

tendrá una presión de entrada probablemente de 60 a 100 psi, deben construirse estos puertos y accesorios con algún cuidado. El uso de accesorios abocardados (acampanados, virolados) con asientos delgados de metal (como aquéllos fabricados por Parker o Weatherhead) es muy recomendado. El recubrimiento también ofrecerá un método de fijación del inyector y un montaje para el banco de pruebas del motor. Como es mostrado en la Figura 8, estos dos requisitos de montura, pueden combinarse fácilmente para simplificar el diseño. La fuerza que debe ser considerada cuando se diseña el recubrimiento, no es la fuerza de empuje del motor (qué son pequeñas, típicamente en el orden de 20 – 30 libras) sino, más bien, la fuerza de la presión intentando separar el inyector del recubrimiento. La presión que actúa en el sello entre el área del inyector y el recubrimiento exterior es la presión de cámara de combustión que es típicamente de 100 a 300 psi. La fuerza que intenta separar el inyector del recubrimiento es ligeramente mayor de 600 libras para el diseño mostrado en la Figura 8 a una presión de combustión de 300 psi. Los tornillos de union de los componentes (y en este caso también los de montaje al banco de pruebas) deben resistir esta fuerza con un factor de seguridad adecuado (típicamente un factor de dos). El número y tamaño de los tornillos de union requeridos pueden obtenerse de la Tabla 4 que da la capacidad media de fuerza de carga de tornillos de acero de varios tamaños. La fuerza de estas uniones, sin embargo, depende de alguna manera de la suficiente cantidad de hilos en los agujeros taladrados, el material taladrado y el procedimiento de ajuste usado en el armado.

Tabla 6. Capacidad media de carga de tornillos de acero de alta resistencia. SF = 2	
Tamaño del tornillo	Capacidad de carga, Lb
10 – 32	1500
1/4 – 20	2400
1/4 – 28	2750
3/8 – 16	5800

El recubrimiento exterior también debe contener un dispositivo de sellado que prevenga que la alta presión de la cámara de combustión genere un flujo de gas por detrás del inyector. Por lo cual en un diseño apropiado de configuracion de refrigerante por agua, el uso de un O-ring de elastómero, es muy deseable. Un O-ring de neoprene normal (fabricado por varias compañías, vea Lista de Proveedores) dará un servicio fiable si el metal circundante no excede una temperatura de 200 – 300 °F. Las dimensiones y parámetros del diseño para los O-ring y ranuras de O-ring están dados por los catálogos del fabricante del suministro.

Otro método de sellar es el uso de una empaquetadura por compresión de asbesto-cobre (muy similar a aquéllas usadas en tapones de automoviles de chispa, sólo que más grande; vea Lista de Proveedores). La empaquetadura por compresión de cobre es posicionada por una ranura en V cortada en la superficie exterior del recubrimiento en el punto de sellado. La superficie de la unión del inyector deba ser lisa y llana sin marcas de la máquina.

La Figura 70 ilustra la relación entre un O-ring y una empaquetadura de compresión de cobre y sus superficies de unión.

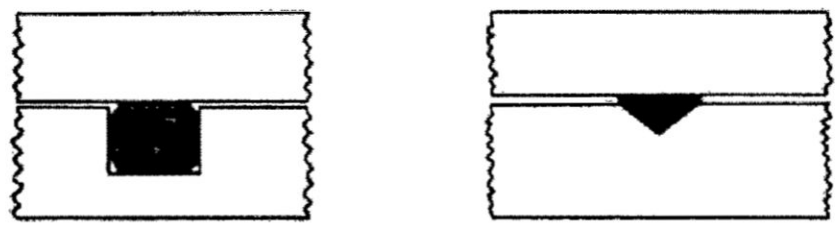


Figura 70. Detalle de los métodos de sello por O-ring y por empaquetadura de compresión.

Las dimensiones de la ranura del O-ring son críticas y deben obtenerse de los manuales de los proveedores. Las dimensiones de ranura de la empaquetadura por compresión no son críticas; la profundidad de la ranura debe ser aproximadamente 1/3 del espesor de la empaquetadura.
El inyector debe fabricarse de cobre para proporcionar el máximo de transferencia de calor desde la cara del inyector al propelente entrante. El recubrimiento exterior del inyector puede hacerse de cualquier cobre, acero inoxidable o latón. Sin embargo, los accesorios de entrada del propelente (nuevamente, éstos deben ser de asiento delgado, tipo metal a metal) deben ser de acero inoxidable para mejores resultados. Normalmente es una buena idea hacer el recubrimiento exterior del inyector de acero inoxidable para que los accesorios de entrada puedan soldarse al resto del inyector por soldadura de plata sin debilitar los accesorios de entrada.
Los agujeros de inyección para el oxígeno gaseoso (y para el combustible, si se usa un inyector de flujos en taladrar estos agujeros, sobre todo en cobre suave. El agujero taladrado debe tener una entrada y salida libre de rebordes y virutas. Es sumamente importante que los componentes del inyector sean limpiados completamente y sacadas las rebabas antes de ensamblarlos. Después de soldar el inyector, debe usarse agua caliente para limpiar completamente el conjunto del inyector de restos de soldadura y residuos; y debe recibir un enjuague final en acetona o alcohol.

5.8. EQUIPO DE PRUEBAS:

En esta sección discutiremos el equipo auxiliar necesario para operar el motor cohete, la instalación de este equipo y su uso seguro en operaciones de funcionamiento.

5.8.1. Sistema de alimentación:

El sistema de alimentación para una prueba de motor cohete de aficionado, consiste de un tanque para guardar el combustible líquido, un suministro regulado de nitrógeno gaseoso de alta presion, para forzar el combustible del tanque en el motor, un suministro regulado de oxígeno gaseoso de alta presión y un dispositivo de mando para regular las proporciones del flujo propelente. Un sistema de alimentación presurizado típico se muestra esquemáticamente en la Figura 71.

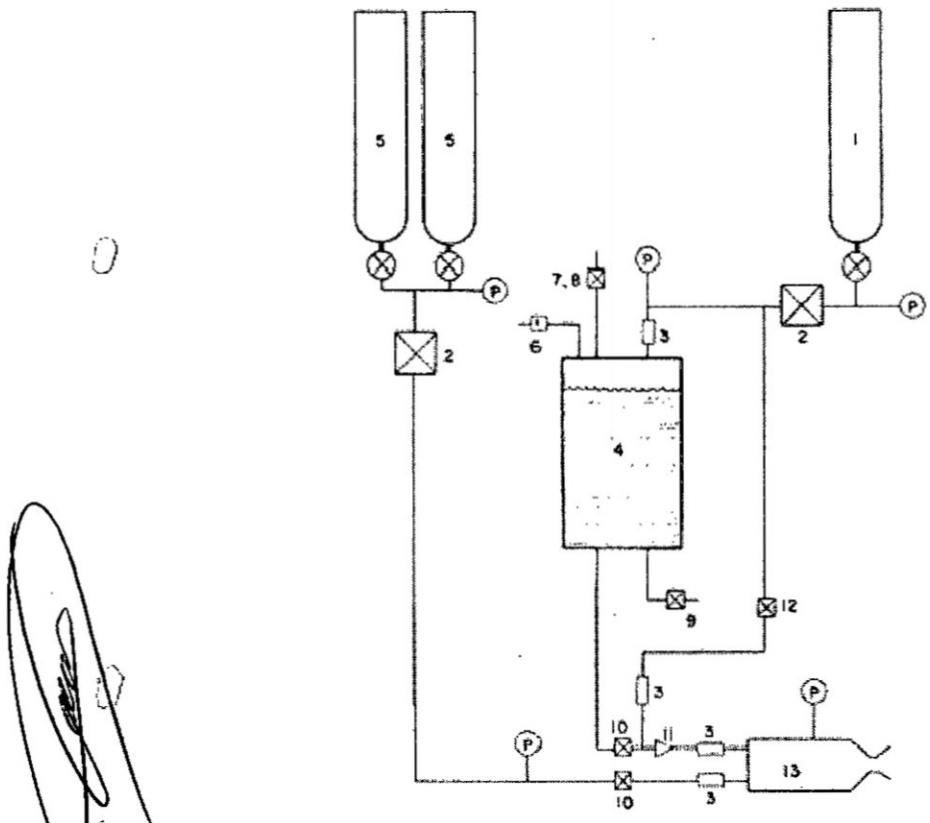


Figura 71. Diagrama esquemático de sistema de alimentación presurizado.

Los propelentes son un combustible líquido y oxígeno gaseoso.

(1) Suministro de nitrógeno gaseoso de alta presión
(2) Regulador de presión
(3) Válvula antiretroceso
(4) Tanque de combustible
(5) Cilindros de oxígeno gaseoso
(6) Válvula de alivio
(7) Válvula de ventilación
(8) Puerto de llenado
(9) Válvula de desagote
(10) Válvula de mando del propelente, operada en forma remota
(11) Filtro de combustible
(12) Válvula de purgue
(13) Motor cohete.
P es el medidor de presión.

5.8.2. Componentes del sistema de alimentación:

Los componentes de un sistema de alimentación de motor cohete son instrumentos de precisión diseñados para manejar gas y/o líquidos a presión alta. Mientras muchos de los componentes convenientes para el uso en sistemas de alimentación de cohetes de aficionados son fácilmente disponibles desde los proveedores de equipos de soldadura o de partes automovilísticas, son, por lo general, relativamente caros. El constructor aficionado debe esperar que el armado del sistema de alimentación sea un proyecto caro pero que, sin embargo, debe ser hecho una sola vez. El uso de productos de calidad, hechos para este trabajo o muy cuidadosamente modificados y pre-probados, es obligatorio para la operación segura de motores cohete de aficionados.

5.8.3. Cilindros de gas de alta presión

Los gases guardados en cilindros de alta presión (normalmente arriba de 1800 psi) se obtienen fácilmente de cualquier proveedor de gas embotellado o de muchos proveedores de soldadura. Accesorios especiales con roscas no standard se usan para prevenir el uso de un equipo incorrecto con los cilindros. Aunque pueden comprarse cilindros, ellos normalmente se alquilan y se devuelven al proveedor para la recarga a una cuota nominal. Los cilindros de gas de alta presión nunca deben ser dejados caer o maltratarse. Los cilindros de gas deben guardarse de manera que no puedan, inadvertidamente, caerse o rodar; la mejor manera de afianzarlos es encadenar o atar los cilindros en un soporte apropiado o en el banco de trabajo. Cuando los cilindros no están en uso, el capuchón debe estar colocado para proteger la válvula del cilindro. Varios proveedores de gas de alta presión publican libros de instrucciónes para el cuidado y uso de cilindros de alta presión (vea Bibliografía); se recomienda que el aficionado lea y siga estas instrucciones profesionales.

5.8.4. Nitrógeno gaseoso

El nitrógeno normalmente es un gas inerte compatible con todos los materiales disponibles. El constructor aficionado tendrá pequeñas dificultades con los materiales de construcción para el nitrógeno pero debe tener cuidado que todos los componentes sean convenientes para servicio de alta presión. La limpieza de los componentes es importante para un funcionamiento apropiado y fiable.

5.8.5. Oxígeno gaseoso

El oxígeno no es inflamable por si mismo pero apoya vigorosamente la rápida combustión de casi todos los materiales. El aficionado no sólo debe tener en cuenta que los componentes sean para servicio de alta presión, también debe usar sólo componentes que sean de materiales compatibles con el oxígenos y que sean limpiados para el servicio de oxígeno. Todos los artículos, incluso las líneas, los accesorios, las válvulas, los reguladores, etc., deben estar COMPLETAMENTE LIBRES de aceite, grasa y contaminantes similares. La limpieza completa de todos los artículos en solvente, seguida por un completo enjuague en acetona, es absolutamente debida. Al ordenar los artículos comerciales deben indicar que su intención es el uso con oxígeno gaseoso de alta presión. Muchos proveedores comerciales de válvulas y reguladores ofrecen un servicio especial para limpiar sus productos para el servicio con oxígeno. El aficionado debe utilizar estos servicios siempre que sea posible, aunque ellos se agregarán ligeramente al costo inicial del componente.

Al limpiar componentes con solvente o acetona, el constructor aficionado debe observar todas las reglas de seguridad que se aplican a estos químicos. Ellos son tóxicos y fácilmente inflamables. La limpieza debe hacerse fuera, y lejos, de los edificios, fuegos u otras posibles fuentes de ignición. Estos fluidos no deben guardarse dentro, sino en armarios ventilados lejos de los edificios principales.

5.8.6. Tanques de combustible

El tanque de combustible es un vaso cerrado que contiene el líquido combustible a presión moderada (300 - 500 psi). Los tanques de varios tamaños y formas, hechos de acero al carbono o inoxidable, se ofrecen al público como rezagos de guerra. El constructor aficionado debe tener mucho cuidado si decide usar dichos tanques. Ellos no deben haber sido modificados y en ningún caso usar cilindros de pared delgada hechos para servicio en aeronaves, con tomas de corriente adicionadas o soldaduras en la pared del tanque que podrían debilitar seriamente el cilindro. En todos los casos el tanque debe ser probado hidraúlicamente a por lo menos 1 1/2 veces la presión de operación deseada antes del uso en el sistema de alimentación del motor cohete.

El aficionado puede construir (o habrá construido) un tanque especialmente para sus requisitos. Tubos sin costura o tuberías (de acero dulce o inoxidable) con tapas llanas soldadas en los extremos pueden ser un excelente tanque. Los puertos de salida son facilmente taladrados en las tapas llanas de los extremos. El espesor de pared del tanque esta dado por la Ecuación (78).

$$t_w = \frac{P \cdot D}{2 \cdot S}$$

Donde P es la presión en el tanque (1 1/2 veces la presión de operación deseada), D es el diámetro externo del tanque, t_w es el espesor de la pared, y S es la tensión mecánica aceptable. El tamaño del tanque es determinado por el tamaño del motor cohete y el tiempo de operación deseado. El motor visto en "Ejemplo de cálculos de diseño" tenía una proporción de flujo de combustible de 0,022 lb/sec. Un tanque con 4 pulgadas de diámetro interno y 12 pulgadas de largo contendría bastante gasolina para hacer huncionar este motor durante 175 segundos. Si el diámetro exterior del tanque fuera de 4,5 pulgadas, la tensión mecánica aceptable en el acero 20,000 psi y la presión de operación 500 psi por lo que la presión de diseño es 750 psi, el espesor, mínimo, de la pared del tanque se calcula de 0,085 pulgadas. Un espesor de pared de 0,250 pulgada se escoge para permitir factores por soldadura, concentraciones de tensión mecánica y por el tamaño de tubería sin costura disponible. El diámetro interno del tanque es 4,0 pulgadas. Las tapas llanas de los extremos para este tanque deben ser por lo menos dos veces el espesor de la pared del tanque (es decir para este caso, por lo menos 1/2 pulgada de espesor). El taladrado y sacado debe hacerse anteriormente a soldar, para prevenir que restos de aceite y metal entren en el tanque. El soldado debe ser hecho por un experto con varias pasadas de soldadura para cada extremo llano (vea la Figura 11). Los puertos de las tapas deben en ese momento retaparse. El tanque debe limpiarse completamente y probarse hidraúlicamente antes de ser usado en el sistema de alimentación del motor cohete.

El tanque de combustible debe contener bastantes puertos, o la plomería del tanque debe colocarse de manera tal que: la válvula de alivio de seguridad (o elegir entre un resorte de carga o un disco de ruptura), el puerto de entrada y carga del gas, el puerto de abertura y la toma de corriente de combustible y desagote esten disponibles. Muchos de estas funciones pueden incorporarse como parte de la plomería de entrada del gas y salida del combustible para que sólo dos puertos, uno en cada extremo del tanque se requieran.

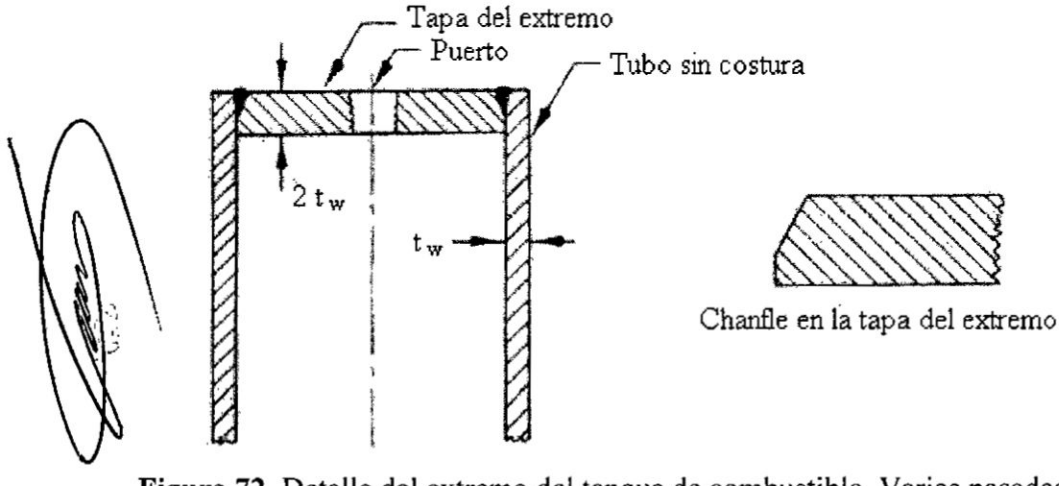


Figura 72. Detalle del extremo del tanque de combustible. Varias pasadas de soldadura deben ser ser hechas para fijar la chapa al extremo del tubo sin costura.

Los tanques hechos de tubo sin costura no deben ser mayores que seis pulgadas de diámetro; la tensión mecánica de la pared es una función del diámetro y, para altas tensiónes mecánicas, información de diseño especializado que se requiere, no esta normalmente disponible al constructor aficionado. Además el esfuerzo en los extremos llanos del tanque aumenta rápidamente con el diámetro del tanque.

5.8.7. Regulador de Nitrógeno gaseoso

El propósito de un regulador es mantener una presión constante en el lado de salida del flujo del regulador aunque la presión en el cilindro de gas disminuya la del lado de entrada del flujo. Un regulador de buena calidad mantendrá la presión del lado de salida del flujo con bastante precisión, en un rango de flujo de gas, con tal que la presión del cilindro y del lado de entrada del flujo no disminuya hasta cerca de la presión del

lado de salida del flujo. Por lo que, todo el gas en el el cilindro no es utilizable; dado que un poco de presión de exceso (del gas) es exigida para manejar el pasaje y mantener el mando del regulador. La proporción de flujo de nitrógeno gaseoso requerida para el tanque de combustible es relativamente pequeña y podría manejarse con un regulador de oxigeno gaseoso para soldadura equipado con accesorios de cilindros de nitrógeno. Sin embargo, la mayoría de los reguladores de soldadura no permiten ajustar la presión del lado de salida del flujo lo alto que es requerido para el funcionamiento del motor cohete. Varios empresas comerciales (vea Lista de Proveedores) fabrican reguladores para propósitos ajenos a la soldadura que están admirablemente preparados para la presurización de tanques de combustible.
Especialmente atractivo es el regulador de Grove Mity-Mite con regulación interna. Accesorios especiales y baratos se requieren para fijar estos reguladores al cilindro de gas. Estos accesorios están disponible en varias fuentes (vea Lista de Proveedores).

5.8.8. Regulador de Oxígeno gaseoso

La discusión de reguladores para el servicio de nitrógeno gaseoso también es aplicable al oxígeno gaseoso, sólo que el regulador debe ser especialmente limpiado sobre todo para el servicio de oxígeno y, si es posible, deben usarse asientos metal a metal dentro del regulador. Deben consultarse a los fabricantes de reguladores por las recomendaciones en los materiales de los asientos para usar con oxígeno gaseoso en sus reguladores. Accesorios especiales para fijar el regulador al cilindro de oxígeno están disponibles en las mismas fuentes abastecedoras de los accesorios del cilindro de nitrógeno. Estas fuentes también pueden proporcionar distribuidores de manera que puedan usarse dos o más cilindros de oxígeno simultáneamente para lograr mayores duraciones de funcionamiento del motor.

5.8.9. Válvulas de mando del propelente

Las válvulas de mando del propelente le permiten al operador empezar y luego manualmente controlar de manera remota el flujo de cada propelente en el motor cohete. Estas válvulas deben ser de acero inoxidable, con la aguja recubierta o sellada de Teflon. Muchos fabricantes hacen este tipo de válvulas (vea Lista de Proveedores). La válvula para el oxígeno gaseoso debe ser más grande que la válvula para la línea de combustible. Los motores de un tamaño como el discutido en "Ejemplo de cálculos de diseño" deben usar una válvula de combustible de 1/4 de pulgada (esto es, tamaño de rosca 1/4 NPT National Pipe Thread) y una válvula de oxigeno de 1/2 pulgada. Las válvulas de las tuberías entrantes y salientes, realmente no necesitan ser grandes, pero las válvulas indicadas anteriormente si; para permitir un rango de mando del flujo con mínima caida de presión en la válvula. Dado que estas válvulas controlan el flujo de propelentes, deben montarse cerca de los tanques y del motor en el banco de pruebas y operarse de manera remota por medio de extensiones del eje de la válvula (vea la discusión en Banco de Pruebas).

5.8.10. Otras válvulas

Otras válvulas que son requeridas en el sistema de alimentación incluyen la válvula de carga y venteo del tanque de combustible, la válvula de desagote y válvula de purgado del nitrógeno. Las válvulas esféricas de alta calidad son baratas y son favorablemente recomendadas para estas funciones dado que ofrecen un cerrado positivo, un funcionamiento fácil con indicaciónes en el eje de cerrado y abierto y completa apertura de la línea. Válvulas con cuerpo de latón o acero inoxidable con asientos de Teflon son aceptables y pueden ser de línea o de montaje en tablero (vea Lista de Proveedores).

5.8.11. Válvulas antiretroceso

Las válvulas antiretroceso solo permiten el flujo del fluido en una dirección. Se usan ampliamente en los aviones y la industria hidráulica y son fabricadas por muchas compañías. El tamaño de la linea recomendado es 1/4 de pulgada para todas las funciones mostradas en la Figura 10 con excepción de la válvula antiretroceso de la línea de oxígeno gaseoso que debe ser de asiento metal a metal y por lo menos de 3/8 de pulgada de tamaño de línea. Deben limpiarse completamente las válvulas antiretroceso antes de ser usadas y comprobadas para asegurarse que el antiretroceso está trabajando apropiadamente.

5.8.12. Válvulas de alivio

El tanque de combustible requiere un dispositivo de alivio de algún tipo para prevenir la falla del tanque en caso de sobre-presurización. Aunque esto es altamente improbable, podría pasar si el regulador del nitrógeno gaseoso no funcionase o no cerrase apropiadamente. Una válvula de alivio de resorte cargado ajustable se recomienda porque puede ponerse a presiones diferentes, como el sistema de alimentación cambia en el uso, y por lo tanto si este tipo es usado no necesita ser reemplazada. Un dispositivo alternativo es el disco de ruptura que rompe a una presión prefijada y alivia la sobrepresión en el tanque. Los discos de ruptura requieren reemplazo después de su actuation y no son de presión ajustable. Un disco diferente debe ser usado para cada rango de presión deseado.

5.8.13. Filtro de combustible

Los agujeros de inyección del combustible en pequeños motores cohete de combustible líquido son tapados fácilmente con contaminantes del tanque de combustible y del sistema de mando. Un filtro de combustible que pueda filtrar y dejar fuera las partículas por arriba de diez micras de tamaño es muy recomendado y le ahorrarán al constructor aficionado muchos pesares cuando la comprobación real se comience. Varias concesionarias hacen filtros pequeños convenientes para el sistema de alimentación del motor cohete (vea Lista de Proveedores).

5.8.14. Medidores de presión

Presiones del combustible, oxígeno, agua y de cámara de combustión son medidas esenciales para el funcionamiento del motor cohete. Un tubo medidor de presión de Buordon ofrece exactitud, igualdad, bajo costo y disponibilidad para estos requisitos. Numerosos fabricantes hacen estos medidores en una variedad desconcertante de estilos, tamaños y precios. Recomiendo los tubos de Bourdon de bronce dado que son totalmente compatibles (cuando están limpios) con el oxígeno gaseoso o los combustible de hidrocarburo y si se usan así, ampliamente, ahorros significativos del costo son posibles.

Pequeños medidores de alta presión (2 1/2 o 3 pulgadas de diámetro) similares a aquéllos usados en los reguladores de oxígenos para soldadura pueden ser usados por el constructor aficionado para medir presión en los cilindros de gas de alta presión o en los cabezales. Estos medidores pueden ser obtenidos en una tienda de suministros de soldadura.

Los medidores de presión para combustible, oxígeno, agua y cámara de combustión deben ser por lo menos de 3 1/2 pulgadas de diámetro para una lectura fácil a la distancia. Los medidores Acaloy de 3 1/2 de Helicoid (vea Lista de Proveedores) se recomiendan debido a su fiabilidad y bajo costo. Estos medidores son fácilmente montados en un tablero y hacen una instalación de banco de pruebas prolija.

5.8.15. Tuberías y Accesorios

Por plomería nos referimos a los tubos de flujo y accesorios usados para interconectar los componentes discutidos previamente. Tubos de 1/4 de pulgada de diámetro de acero inoxidable para el sistema de combustible y de nitrógeno y tubos inoxidables de 3/8 de pulgada de diámetro para la línea de oxígeno son recomendados. Los accesorios abocardados con asientos metal a metal también son recomendados para unir la tubería a otros componentes. Tubos de 1/4 y 3/8 de pulgada de diámetro de cobre también pueden usarse para los sistemas de suministro de combustible, oxígeno y nitrógeno pero no es tan recomendable como el acero inoxidable y son más fácilmente abocardables. El constructor aficionado debe usar solamente buenas herramientas para abocardar y debe dar formar o doblar la tuberia solamente con un doblador de tubo. Donde los accesorios se atornillen en el tanque de combustible, las válvulas u otros componentes que tenga la cañería, el uso de cinta de Teflon en las roscas se recomienda. Ninguna otra mezcla para roscas de cañerías debe usarse, sobre todo en los componentes de oxígeno gaseoso.

5.9.- BANCO DE PRUEBAS:

El banco de pruebas para el motor cohete del aficionado es una estructura que incorpora un método para montar firmemente el motor cohete (preferentemente en una posición de tobera hacia abajo), un montaje para las valvulas de mando de aguja del propelente, el tanque de combustible y la plomería asociada y los cilindros de oxígeno y de nitrógeno con sus reguladores y plomería asociadas. La estación del operador, qué realmente es una parte del banco de pruebas, debe estar físicamente separada del propio banco de pruebas por lo menos 20 pies , con una barricada anti-metralla de por medio. La estación del operador debe contener las extensiones de las válvulas de mando, el sistema de ignición, la batería y los interruptores asociados y un sistema de espejo para que el operador no observe el motor cohete operado directamente.

El mayor riesgo en la prueba de los pequeños motores cohete es el de la metralla en caso de explosión o desintegración del motor. Por consiguiente, el propio banco de pruebas debe fortificarse adecuadamente, en todas las direcciones, con una barricada para reducir los efectos de la metralla.

La figura 12 muestra esquemáticamente el arreglo apropiado de componentes para un banco de pruebas de motores cohete seguro. El motor cohete está separado de las válvulas de mando de flujo del propelente por una barricada de acero de 1/8 de pulgada de espesor. El motor se fija firmemente a una sección de riel de acero en la posición de tobera hacia abajo. Esto es la orientación más segura para un motor cohete de combustible líquido dado que el exceso de combustible, en caso de una falla de ignición, simplemente desagota fuera de la tobera del motor. El motor está montado lo bastante alto de la tierra de manera que no se necesita ningún para-llamas u otro sistema deflector o instalación de descarga complicado. Los cilindros de gas comprimidos (uno de nitrógeno y dos de oxígeno) están montados en la parte trasera del banco de pruebas y están separados del compartimiento de válvulas del mando por otra barricada hecha de contrachapado de una pulgada de espesor. Los reguladores del nitrógeno y del oxígeno están montados en esta barricada de contrachapado sobre los cilindros. De esta manera, los cilindros vacios pueden ser reemplazados con cilindros llenos sin perturbar los reguladores o la plomería. Una pieza hecha de tubería de acero inoxidable que está entre el cabezal del oxígeno y el regulador del oxígeno y una pieza, similar, de tubería entre el cilindro de nitrógeno y su regulador son quitadas durante el intercambio de cilindros y luego reconectadas. Los extremos de las líneas siempre deben estar tapados cuando no esten en uso para prevenir la entrada de suciedad y otros objetos extraños.

El tanque de combustible está montado entre la barricada de acero delantera y la barricada de contrachapado trasera en una pieza transversal de metal fijada a ambas barricadas. El tanque está montado en posicion vertical con la salida de líquido al fondo.

Las válvulas de mando del flujo propelente están montadas una encima de la otra en un anaquel de metal, que se fija a la barricada de acero delantera. Se recomiendan válvulas de aguja para montaje en tableros dado que ello facilita el montaje en la manera descripta y no ocupan lugar y/o no generan tensiones mecánicas de operación en la tuberia de flujo del propelente. Extensiones del eje de la válvula, hechas de cañeria de 1/4 de pulgada, permiten la operación de las valvulas de mando desde una estación de control remota, la que se localiza a por lo menos veinte pies de la posición del propio banco de pruebas. Los medidores de presión para la presión del tanque de combustible, la presión de la línea de oxígeno, la presión de salida del agua refrigerante y la presión de la cámara de combustión están montados en un tablero que es fijado a las barricadas delanteras y traseras y en el cual las caras dan al operador de la estación remota.

El agua refrigerante para el motor cohete es traída en una manguera hasta un acople fijo al banco, con plomería semi-permanente, entre el acople y el motor cohete. El agua que fluye del recubrimiento refrigerante debe dirigirse lejos del motor o puede ser dirigida descendiendo hasta una capa de 3 pulgadas de profundidad de piedras toscas puestas bajo la descarga del motor cohete. Estas piedras previenen que la descarga del motor recoja suciedad y polvo; el agua refrescará las piedras y extenderá su vida útil. El chorro de agua refrigerante puede ser observado por el operador como una indicación de que el agua refrigerante realmente está fluyendo a través del motor.

El propio banco de pruebas debe tener un armazón hecho de hierro ángulo soldado o abulonado. La barricada de acero delantera y de contrachapado trasero se abulonan a este armazón de ángulo lo que proporciona rigidez y fuerza. El banco de pruebas debe fijarse firmemente a la superficie del área de prueba

por abulonado a una carpeta de concreto o colocando pesos abajo (en los apoyos) con bolsas de arena o pesos de concreto.

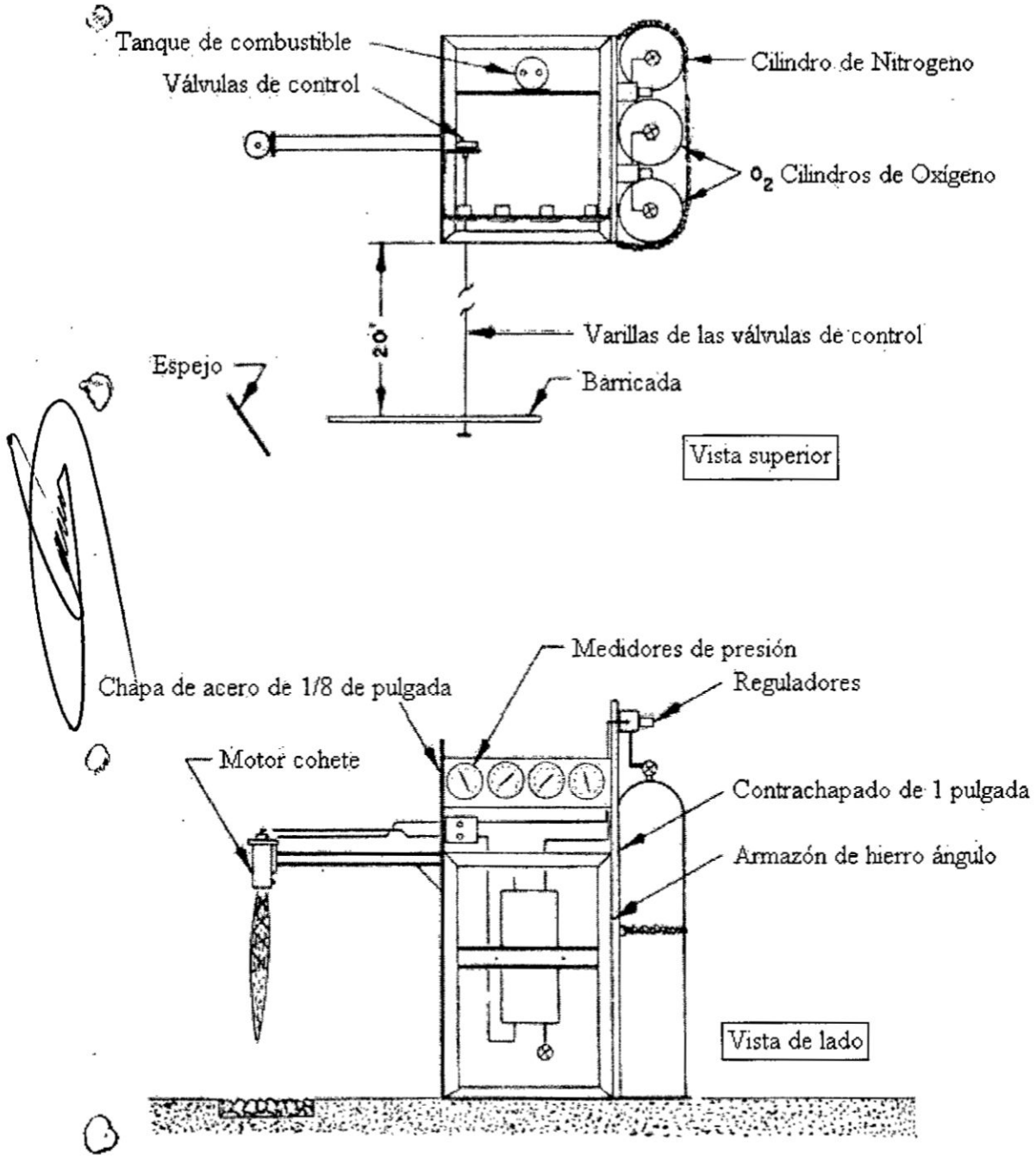


Figura 73. Banco de pruebas para un pequeño motor cohete de combustible líquido.

5.10.- SEGURIDAD:

Debido a los riesgos físicos involucrados en el manejo de los propelentes y los procesos de control de una combustión de alta presión, ciertas precauciones elementales de seguridad deben ser observadas en las pruebas estáticas de motores cohete. Durante el diseño y después, en el funcionamiento del motor cohete de combustible líquido del aficionado, las siguientes precauciones generales de seguridad deben ser observadas:

1. El operador debe protegerse por una conveniente barricada localizada a cierta distancia (por lo menos 20 pies) de la unidad de la prueba.

2. El mando de las válvulas durante la ignición del artefacto y el funcionamiento estático debe ser por medios remotos, dado que las unidades de aficionados son mejor llevadas por mando manual de las válvulas de aguja, vía extensiones del eje de la válvula.

3. Un extintor de incendios químico grande (o, por lo menos, un suministro abundante de agua) siempre debe estar disponible.

4. El operador no debe ver la unidad de prueba directamente, sino que debe usar un sistema de espejo (un poco como un periscopio) o usar una capa espesa de vidrio de seguridad reforzado fijado a la barricada del operador. RECUERDE, el peligro primario es el de la metralla en caso de explosión del motor.

5. Separando, en el almacenamiento, el combustible del oxidante se reducen los riezgos de fuego y explosión, y límite la cantidad de propelente guardado en cualquier área.

6. La unidad de prueba debe fortificarse con una barricada en varios lados para reducir el efecto de la metralla en caso de explosión.

7. Las válvulas, medidores de presión y otros componentes que sensen directamente las propiedades de los flujos no deben localizarse en la estación del operador, sino que deben estar en la unidad de prueba y ser leídos remotamente. Esta regla no aplica para los instrumentos eléctricos en los que un transductor se localiza en la unidad de prueba y una lector eléctrico (como un medidor) es localizado en la estación del operador (este tipo de instrumentación es muy cara y está más allá del alcance de la mayoría de los aficionados).

8. Deben darse señales de advertencia antes de las pruebas (o siempre que las válvulas de los cilindro de gas están abiertas) para notificar al personal que el área es arriesgada. Una prueba NUNCA debe ser intentada hasta que el operador se haya asegurado que todo el personal está detrás de las barricadas de seguridad o por otra parte protegido.

9. Al personal debe permitirsele trabajar en el área de prueba sólo si el combustible y el oxidante están separados y no presurizados.

10. El personal que maneja propelentes debe llevar equipo de seguridad como guantes, escudos de la cara (protectores faciales), o delantales de caucho. Recuerde que la mayoría de los combustibles son tóxicos; no respire vapores de combustible incluso durante un tiempo corto.

11. Nadie fumando se permite en cualquier parte cerca de un área de prueba cuando los repelentes también están presentes. Recuerde que los vapores de combustibles de hidrocarburo (como la gasolina) pueden viajar distancias largas desde el área de prueba y pueden encenderse en un punto remoto del banco de pruebas.

12. Una lista de chequeo es útil al dirigir el disparo de un motor cohete y debe componerse de eventos técnicos y puntos de seguridad para ser completados antes del disparo.

5.11.-CHEQUEO EXTERIOR DEL MOTOR Y CALIBRACIÓN:

Después de que el motor cohete se ha fabricado, varios chequeos y calibraciones del flujo deben hacerse antes de probar con propelentes activos.

5.11.1. Comprobación de pérdidas:

Conecte el recubrimiento refrigerante del motor a una fuente de agua presurizada fácilmente disponible (como el suministro para el césped o para la casa, la presión debe ser 50-100 psi sin flujo). Fije un medidor de presión al puerto de toma del recubrimiento y abra la válvula de agua, permitiéndole, al agua, llenar el recubrimiento. Observe las perdidas del recubrimiento y el motor. No debe haber ninguna perdida.
Un chequeo de presión, similar, debe realizarse en el cabezal del inyector de combustible. Dado que la cara del inyector no es fácilmente desmontable, realice esta prueba por flujo de agua a través del inyector. Use un filtro en la línea de agua para evitar tapar los pequeños agujeros de la inyección de combustible. Use un medidor de presión fijado a la linea de agua tan cerca del puerto de entrada del inyector de combustible como sea posible. Allí no debe haber ninguna perdida.

5.11.2. Calibración del flujo:

La proporción de flujo de agua a través del recubrimiento refrigerante del motor debe determinarse para varias presiones de entrada. Use una balanza de baño u otra disponible para pesar, en un recipiente, el agua que fluye a través del motor en un período cronometrado. La presión de agua puede medirse a la entrada o a la salida del recubrimiento refrigerante. Fije una manguera flexible (puede ser la variedad de jardín) al puerto de salida del recubrimiento refrigerante y abra el agua para que fluya a través del recubrimiento a la presión deseada. Una vez el flujo firme ha sido logrado mueva rápidamente la salida de la manguera al recipiente de captura por un período de 30 segundos, entonces rápidamente quite la manguera del recipiente. Para cronometrar use un reloj de parada (tipo reloj de cocina) o la aguja del segundero de un reloj que sean exactos. Obtenga el peso neto del agua reunido por substracción del peso del recipiente vacio al peso del recipiente lleno. Divida el peso neto por el tiempo de recolección del agua y el resultado será la proporción de flujo de agua en lb/seg. Esta operación debe repetirse varias veces a diferentes presiones para obtener las características de flujo del recubrimiento refrigerante. Si la presión de agua disponible es insuficiente para lograr el diseño de la proporción de flujo de agua, verifique el tamaño de tubería o manguera usado entre la fuente de agua y el motor; puede estar restringiendo la proporción de flujo de agua. También verifique el tamaño de la manguera de conducto flexible usada. Si estas pruebas muestran que una presión mayor se requiere para lograr la proporción de flujo deseada, una fuente diferente de agua refrigerante puede requerirse. Bajo condiciones extremas, un tanque presurizado con aire o una bomba a motor de riego pueden requerirse. Otra solución es desmontar el motor y re-taladrar el recubrimiento exterior para abrir el pasaje de flujo de agua. No debe ser quitado material de la cámara/tobera de combustión.
Usando agua pruebas de proporción de flujo del inyector pueden ser realizadas de una manera similar a la calibración del sistema refrigerante, aunque su valor es cuestionable. Las características de flujo del agua y los combustibles de hidrocarburo son diferentes, de manera que la calibración con agua no es directamente comparable a lo que ocurrirá cuando se use combustible. Sin embargo, la caida de presión exigida por un flujo de una dada cantidad de agua proporcionará alguna indicación de cuan cercanamente los objetivos del diseño se lograron. Esta prueba debe dirigirse de la misma manera que la prueba de calibración de agua refrigerante excepto que el tiempo de flujo debe alargarse bastante para acumular por lo menos diez libras de agua.

5.11.3. Chequeo del banco de pruebas:

Después que el banco de pruebas y el área del operador esten completos y sus componentes instalados, deben dirigirse pruebas para determinar que ningúna pérdida de gas o de líquido ocurrirá cuando los propelentes reales sean usados. Llene el tanque de agua limpia. Tape las lineas de combustible y oxígeno donde normalmente se fijaría el motor. Presurice el sistema a 100 psi y verifique las perdidas. Una solución de jabón puede usarse para verificar alrededor de todos los accesorios y sellos. Las burbujas de jabón indican la presencia de una pérdida de gas. Si ninguna pérdida esta presente, aumente la presión a 200 psi y repita el procedimiento de detección. Continúe este procedimiento hasta que se alcance el punto de presión de prueba y ninguna pérdida esté presente. Despresurice el sistema y rellene el tanque de combustible con agua limpia. Fije el motor cohete a su montaje de prueba y conecte todas las tuberías. Presurice el banco en la manera normal y práctique la ignición y operaciónes sucesivas usando agua como combustible (oxígeno gaseoso puede de manera segura ser usado en estas pruebas, si lo desea). Si ninguna pérdida se desarrolla, vacíe el tanque de combustible de agua y sequelo con flujo de gas nitrógeno durante varios segundos. El motor y el banco de pruebas están ahora preparados para su primer encendido caliente.

5.12.- IGNICIÓN Y FUNCIONAMIENTO:

La discusión de la ignición del propelente ha sido reservada hasta este punto dado que realmente es una función del banco de pruebas y se requiere sólo para el funcionamiento real del artefacto. Los propelentes usados en el motor cohete del aficionado requieren una fuente separada para la ignición. Como los motores son pequeños, el uso de una bujía no es generalmente factible. Y aunque lo sea, la ignición de los propelentes entrantes en la cámara de combustión por una pequeña bujía es peligrosa e inestable. Cronometrar los propelentes es sumamente importante en un motor cohete líquido bi-propelente. Un exceso de cualquier propelente (si los dos son líquidos) en la cámara de combustión puede causar una severa sobrepresión en la ignición (conocido como un arranque "duro") y la posible fractura de la cámara de combustión. El motor del aficionado que usa oxígeno gaseoso no es tan sensible a los arranques duros como si el oxidante fuera un líquido.

Ciento de pruebas con pequeños motores cohete de combustible líquido empleando oxígeno gaseoso como oxidante han indicado que una fuente caliente de ignición proporciona unas excelentes características de ignición del propelente y reduce drásticamente los arranques duros. Una fuente caliente de ignición trabaja como sigue: dos longitudes de alambre sólido aislado número 16 o 18 se encintan juntos y sus extremos expuestos se doblan para formar una abertura para la chispa de aproximadamente 3/32 de pulgada. Una cantidad pequeña de algodón es envuelta alrededor, o fijada, al alambre muy cerca de la abertura para la chispa pero no obstruyéndolo. Este conjunto de ignición se empuja a través de la tobera en la cámara de combustión del motor cohete para que la abertura para la chispa esté en el extremo más bajo de la cámara de combustión pero no bloqueando la garganta de la tobera. Los alambres fuera del motor estarán torcidos o encintados para sostener el conjunto de ignición en posición durante la fase encendido. Los extremos libres de los dos alambres se fijan a la fuente de la chispa (una bobina de chispa de un Ford Modelo T es ideal para este propósito). La Figura 74 detalla esta ignición de fuente caliente.

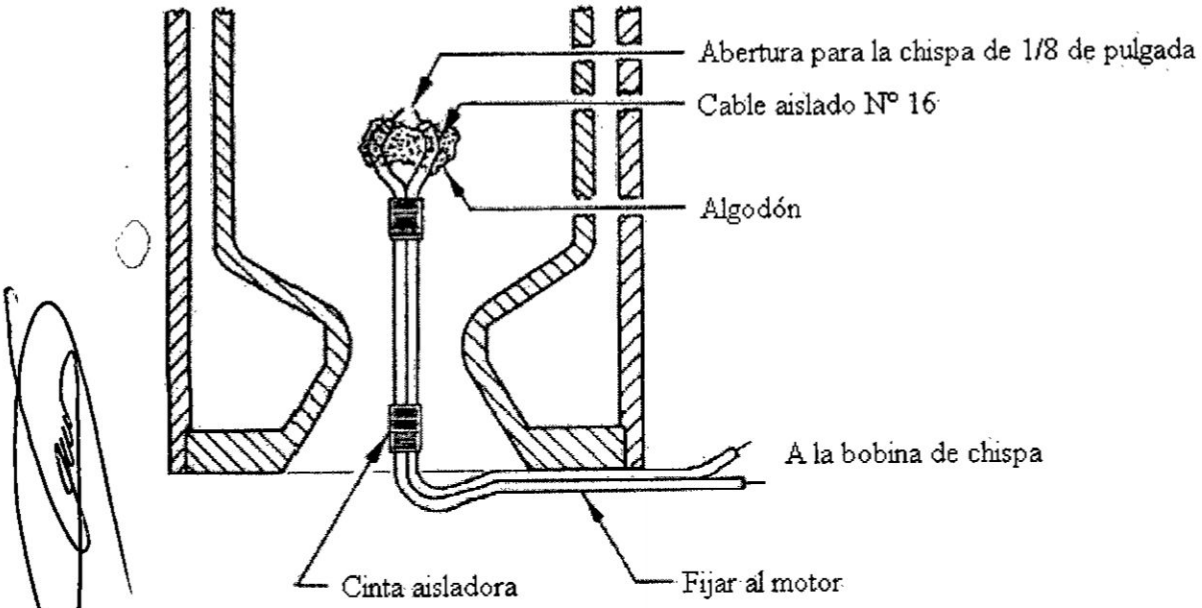


Figura 74. Ignición de fuente caliente para los pequeños motores cohete de combustible líquido que usan oxígeno gaseoso como oxidante. La ignición se consume durante cada uso y debe reemplazarse.

El procedimiento de ignición, después que el banco de pruebas es preparado para disparar es:

1. El operador determina que el área está libre y lista para disparar.

2. El operador verifica el funcionamiento de la bobina de chispa y luego desconecta la bobina de la batería por seguridad. La batería debe estar en la estación remota del operador.

3. El algodón de la ignición se empapa en gasolina o querosén.

4. La ignición se empuja a través de la tobera en la cámara de combustión y es asegurada.

5. Se abren las válvulas de cilindro de gas, el tanque de combustible es presurizado y todas las presiones de gas ajustadas a los valores de operarción.

6. Se permite al agua refrigerante fluir a través del motor en la proporción apropiada.

7. La campana o bocina de encendido es sonada. La bobina de chispa es reconectada a su batería.

8. La válvula de aguja de flujo del oxígeno se abre muy ligeramente para permitir un flujo muy pequeño de oxígeno gaseoso que pase sobre la ignición y fuera de la cámara de combustión.

9. Se da energía a la bobina de chispa. Dentro de la cámara de combustión el algodón de la ignición debe estallar en llamas inmediatamente en la atmósfera de oxígeno. El operador puede tener dificultad para determinar que el algodón realmente esta quemando aunque los pequeños pedazos encendidos de material son arrojados de la tobera.

10. La válvula de aguja de mando del combustible se abre ahora muy ligeramente para permitir al combustible fluir en la cámara de combustión. Una llama debe aparecer inmediatamente a la salida de la tobera y debe oírse un sonido silbante bajo.

11. Las proporciones de flujo del oxígeno y del combustible deben ser ahora rápida y simultáneamente aumentadas abriendo las válvulas de aguja de mando hasta que el medidor vinculado a la presión de la cámara de combustión indique que las condiciones deseadas existen dentro de la cámara.

12. El operador necesitará juzgar si más o menos oxígeno se requiere para la proporción de funcionamiento de O/C deseada. Más oxígeno se requiere si la descarga es amarilla brillante o humeante (ésta es una indicación de carbono no quemado en la descarga); si la descarga es transparente o azulada el flujo de oxígeno debe disminuirse ligeramente. La correcta proporción de mezcla se logra cuando los gases de la descarga son transparentes (o casi) y el estallido supersónico (diamantes de Mach) en la descarga es claramente visto.

Recuerde que cuando usted varía los flujos de combustible y oxidante no sólo está cambiando la cantidad de material que atravieza el motor sino que también está afectando la temperatura de los gases ardientes. Los dos efectos afectan la presión de la cámara de combustión.

13. El ruido del motor será bastante alto, lo que es un buen indicador del funcionamiento del motor. Puede ser necesario llevar protección auditiva debido a este alto nivel de ruido.

14. El operador debe tener un cronómetro o debe tener algun indicador de tiempo de funcionamiento del motor. Es bastante seguro permitirle al motor simplemente funcionar hasta vaciar el combustible líquido. El nitrógeno gaseoso que presuriza el tanque de combustible entonces purga el sistema de suministro de combustible automáticamente. El motor detendrá su funcionamiento abruptamente y el operador puede entonces cerrar el flujo de oxígeno gaseoso. Si el motor se detiene antes del vaciamiento del combustible la válvula de mando del flujo de combustible debe ser rápidamente cerrada, y luego abierta la válvula de purga de nitrógeno. Después que el motor ha detenido su funcionamiento (asegurando así que la purga de nitrógeno ha forzado todo el combustible del motor) la válvula del oxígeno gaseoso puede apagarse. La válvula de purga de nitrógeno es cerrada, las válvulas de los cilindro son cerradas y la válvula de venteo del tanque de combustible abierta. La línea de oxígeno es venteada abriendo la válvula de aguja del flujo de oxígeno brevemente. Debe permitirse al agua fluir a través del recubrimiento refrigerante del motor durante varios minutos después del fin del funcionamiento.

15. En caso de falla del motor, la sucesión de cierre detallado en (14), debe seguirse. Siempre el cierre del combustible líquido primero. Si las partes de metal del motor están quemándose también cierre inmediatamente el flujo del oxígeno gaseoso (el metal se quema vigorosamente en ambiente de oxígeno).

16. Un nuevo ignitor se requerirá para cada intento de ignición o disparo. El conjunto de ignición se consume parcialmente durante el proceso de ignición y el residuo se sopla rápidamente de la cámara de combustión en la ignición del combustible líquido.

17. Siempre inspeccione el motor y los demás componentes para detectar daños, recalentadas o manchas calientes antes de otro encendido.

18. Algunos diseños de motor pueden exhibir inestabilidad de la combustión (soplidos, traqueteos, tosidas, combustión errática, etc...) a baja presión de cámara o velocidades de inyección de combustible bajas. Para evitar este problema, el operador debe aumentar rápidamente la presión de la cámara después de la introducción inicial del combustible líquido.

La ignición y el funcionamiento de pequeños motores cohete de combustible líquido en la manera descripta ofrecen al aficionado una relativamente segura e interesante actividad. El operador descubrirá rápidamente y usará muchos procedimientos para mejorar el funcionamiento del motor y el banco de pruebas.

Después de lograr el funcionamiento inicial del motor y el banco de pruebas, el aficionado puede empezar a considerar métodos para medir el empuje del motor y para determinar la transferencia de calor al agua refrigerante y notar las características de descarga del motor cohete. La fotografía de esta descarga es definitivamente un desafío. Para que estos equipos adicionales se agreguen a la estructura experimental original, el aficionado en todo momento debe tener siempre en mente los procedimientos de operación con protección y seguridad.

VI.- RESULTADOS

6.1.- BANCO DE ENSAYOS DE MOTORES COHETE

6.1.1.-INTRODUCCION

Un "Banco de Ensayo de Motores Cohete" (BEMCO), o "Test Stands" en idioma inglés, es un dispositivo donde se colocan los motores cohete para su ensayo y caracterización. Es decir se coloca el motor cohete y se produce el encendido para luego medir los parámetros básicos de diseño, tales como : empuje, temperatura de combustión, presión de combustión, Impulso especifico ,etc. Para esto el Banco de Pruebas de motores cohete debe constar con el instrumental necesario para medir dichos parámetros. Es un elemento esencial para el desarrollo de un motor cohete. Si se pone un motor sin probar en un cohete se corre el riesgo que no tenga la potencia suficiente para tener un vuelo estable o puede llegar a explotar. Obviamente es mejor que explote o falle en un banco de prueba y no cuando el cohete este montado en una rampa de lanzamiento, es un concepto de SEGURIDAD.

En idioma español para simplificar la escritura se usan los siguientes acrónimos:
- "BEMCO" es Banco de Ensayo de Motores Cohetes.
- "C.E.A." es Cohetería Experimental Amateur.
- "AD" es Analógico Digital

6.1.2.- FORMA MATERIALES Y DISEÑO DE UN BEMCO.

La forma, materiales y diseño de un BEMCO no es crítico y se suele realizar en función de los materiales y habilidades que se tenga disponible. Dado que esto es variable no se define un tipo específico de construcción de BEMCO, sino que se presentan conceptos, e ideas, constructivas para que cualquiera pueda diseñar y armar el suyo en función de sus necesidades específicas y posibilidades.

En cuanto a complejidad se puede partir desde BEMCOs elementales hasta sistemas más avanzados, en los cuales se mide el empuje y la presión de trabajo en función del tiempo, aparte de filmar el ensayo. Se puede medir también otros parámetros como son temperaturas en las diversas partes del motor, vibraciones, tensiones mecánicas, etc.

Se puede ensayar un motor cohete armado como para vuelo o uno que tenga la configuración interna igual al de vuelo pero con sus partes mecánicas reforzadas y con sistemas de seguridad por sobre-presión para evitar su rotura.

6.1.3.-PARTES PRINCIPALES COMPONENTES DE UN BEMCO:

Existen muchos tipos de BEMCOs, pero todos ellos tienen más o menos las mismas partes. Las partes que integran un sistema BEMCO son:

1° Un dispositivo donde va montado el motor cohete.
2° Elementos de medición de los parámetros que se ensayan: presión, empuje, Temperatura, etc.
3° Elementos de registro de los parámetros del ensayo y registro visual del ensayo.
4° Un sitio físico donde se realiza el ensayo y que tenga los necesarios requisitos de seguridad.

6.1.4.- CONDICIONES PARTICULARES QUE DEBE TENER UN BEMCO.

Cuando se diseñe y construya un BEMCO se debe tener en cuenta lo siguiente :

- El BEMCO debe ser rígido y fuerte para soportar las fuerzas que desarrolla el motor cohete. Y esto es válido también usando madera para la estructura!

- El motor cohete debe estar firmemente sujeto al BEMCO, en caso de usar medición de empuje el motor se debe mover libremente por sus guías y estas deben asegurar que el motor no quede libre.
- Las partes delicadas deben estar protegidas en caso de explosión del motor cohete. La Calibración debe ser fácil de realizar.

6.1.5.- MATERIALES CONSTRUCTIVOS PARA LA ESTRUCTURA DE UN BANCO DE ENSAYO DE MOTORES COHETE (BEMCO).

Cualquier material con el cual se obtenga una estructura rígida es apto para hacer un Banco de Ensayo de Motores Cohete (BEMCO). Los materiales típicos son:

-Perfiles estructurales laminados de acero (L,I,C,T)
-Perfiles de aluminio(L,I,C,T).
-Tubos de acero y/o aluminio.
-Ángulos de acero perforados para estanterías.

Para BEMCOs pequeños un material recomendable es el ángulo de acero estructural que se utiliza para las estanterías metálicas comerciales y que esta perforado, teniendo también ángulos de refuerzo y pernos estándar. Su obtención no es difícil y ya vienen pintados. Esto permite armar fácilmente estructuras bastante rígidas y livianas; basta cortar y armar. También permite su reutilización ya que se desarma por tener tornillos. Con ello se va adaptando el diseño a las necesidades de dispositivos para la práctica de los motores cohete de pequeño y mediano empuje. Sin embargo para diseñar Bancos de Pruebas de Motores Cohete de Empuje bastante considerable es preferible utilizar perfiles de acero estructural laminados en caliente ASTM A-36, soldados y empernados, con lo que se consigue estructuras mucho más resistentes y livianas, y si es que se hace un diseño modular puede ser desarmado y hacer ciertas modificaciones para su fácil adaptación a diferentes tipos de cohetes con diferentes empujes.

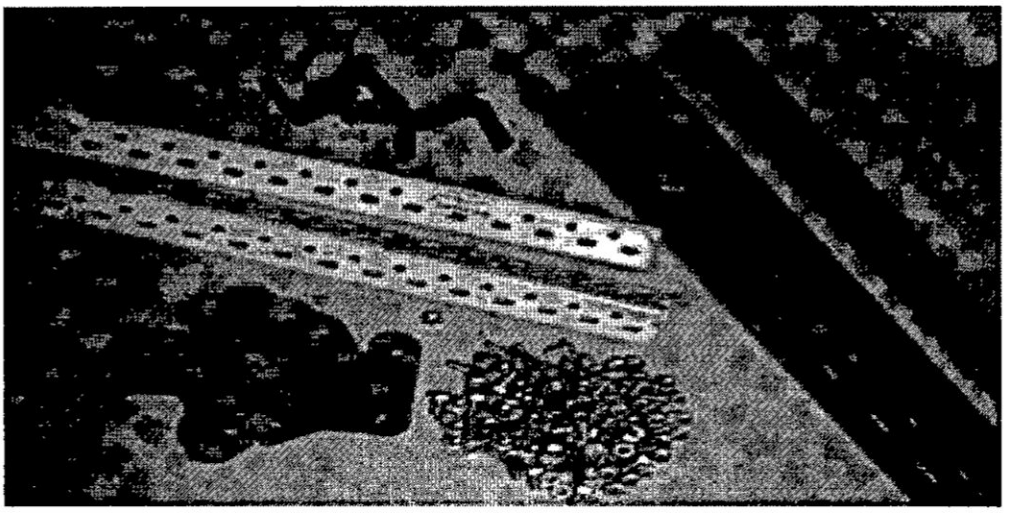


Fig. 75. Perfiles angulares y elementos usados para armados de estanterías metálicas.

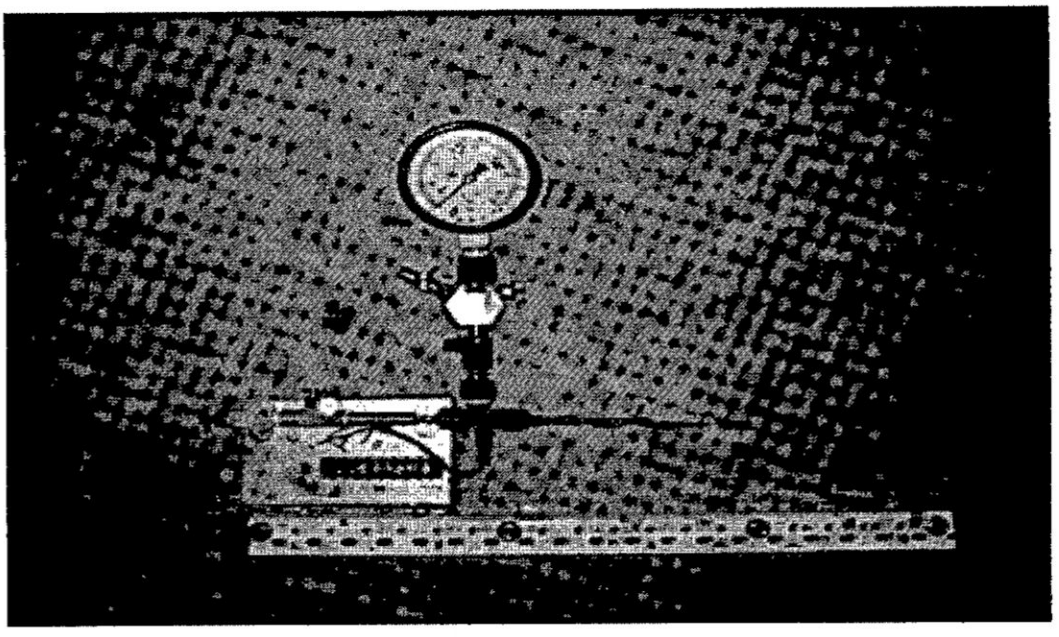


Fig.76.- Ejemplo de aplicación de los ángulos ranurados y elementos usados para el armado de estanterías metálicas y BEMCO.

6.2.- CLASIFICACION DE LOS BANCOS DE PRUEBAS DE MOTORES COHETES:

Se puede clasificar los Bancos de Pruebas de Motores Cohete de diferentes formas, de hecho, en nuestro caso en particular, cuando empezamos a diseñar y fabricar nuestros primeros motores cohete de combustible sólido, no disponíamos de ningún Banco de Pruebas, y lo que hacíamos era enterrar en el desierto el motor cohete en el desierto y accionarlo eléctricamente a una distancia de aproximadamente 200 metros. En esta prueba si bien es cierto no se podía medir el empuje, si se podía determinar el tiempo de combustión, la resistencia de la cámara de combustión del motor cohete, la uniformidad del flujo de gases por la tobera,y en forma aproximada la temperatura de los gases por la tobera. Con la comprobación de estos parámetros básicos estábamos listos para disparar nuestros primeros cohetes de combustible solido ,este procedimiento nos dio muy buen resultado hasta el punto que llevamos disparando más de 200 lanzamientos exitosos.
Una forma de clasificar los Bancos de Ensayos de Motores Cohete es por la forma de ubicar el motor cohete en el Banco de Pruebas que puede ser:

-Motor cohete en posición horizontal, con tobera horizontal (ver figura 77)
-Motor cohete en posición vertical, con la tobera hacia arriba (ver figura 78)
-Motor cohete en posición vertical, con la tobera hacia abajo (ver figura 79)

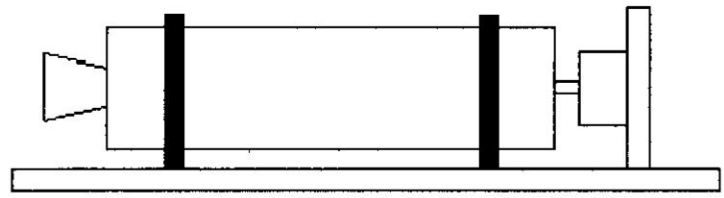


Fig. No.77.-Motor cohete en posición horizontal

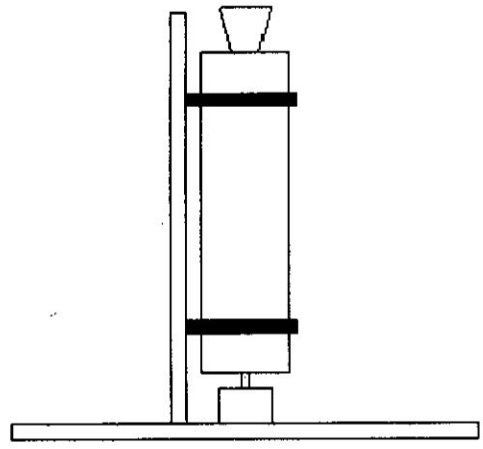


Fig. No.78.- Motor cohete en posición vertical con la tobera hacia arriba

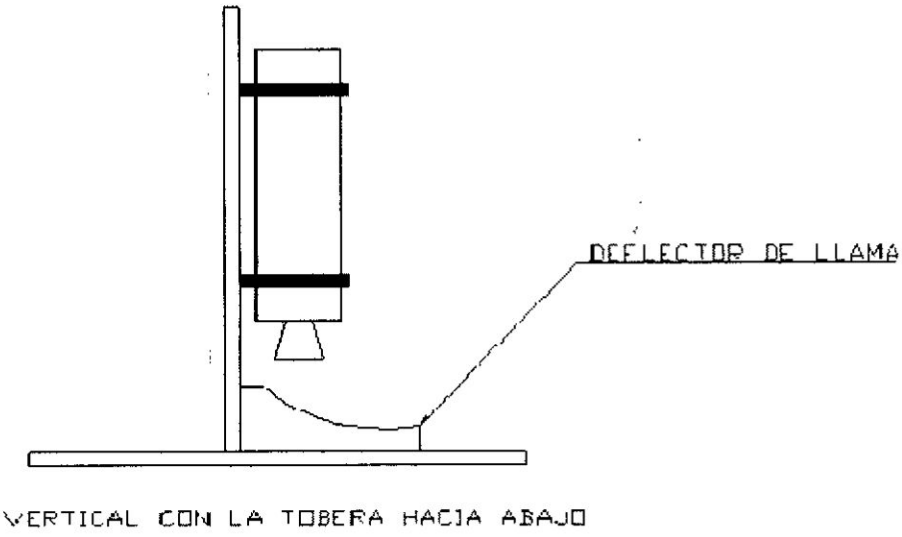


Fig. No 79.-Motor cohete en posición vertical con la tobera hacia abajo

En la forma vertical con la tobera para arriba la fuerza que ejerce el motor es transferida contra el suelo. En los otros casos se debe prever una masa o un apoyo rígido para soportar la fuerza que ejerce el motor cohete. En el caso de ubicación vertical con la tobera para abajo se debe prever un deflector de la llama para que la misma no impacte en el suelo.

6.2.1.-BANCO DE PRUEBAS ESTATICO ELEMENTAL.

La forma más simple de un BEMCO es poner el motor sostenido de alguna forma y realizar su encendido para ver si funciona o no, conocer su velocidad de combustión, evaluar la efectividad de los sellos "O" ring (si los tuviera), o evaluar la estanqueidad de las roscas, ver la uniformidad de flujo por la tobera, etc. Se lo puede poner semi-enterrado o sujeto a alguna base sencilla. Decir que esto es un Banco de Ensayo de Motores Cohete es un poco pretencioso pero formalmente no deja de serlo a pesar de tener muy poca elaboración. Al hacer los ensayos se debe filmar su funcionamiento y así se puede obtener más información útil a fin de corregir y poner a punto el prototipo de un cohete determinado.

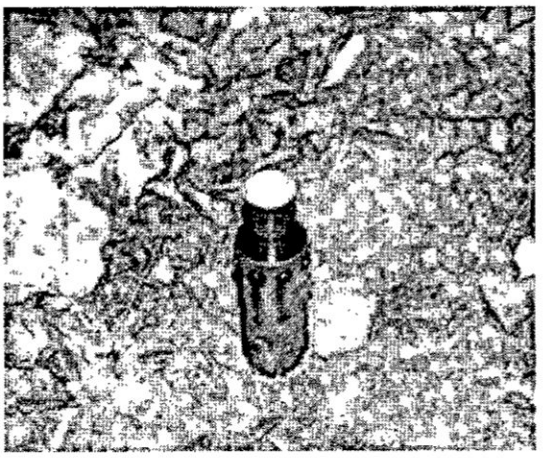


Fig. No.80- Motor MANTONA en sus primeras pruebas, semi-enterrado

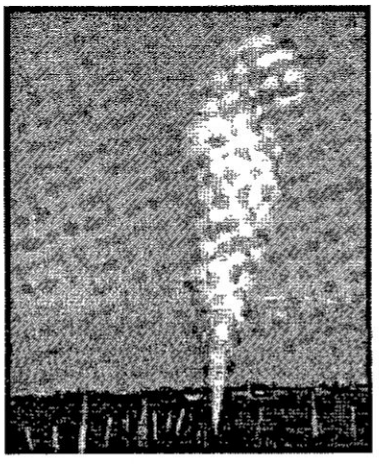


Fig. No.81.- Motor Cohete ISULA en su primera prueba estática semi-enterrado

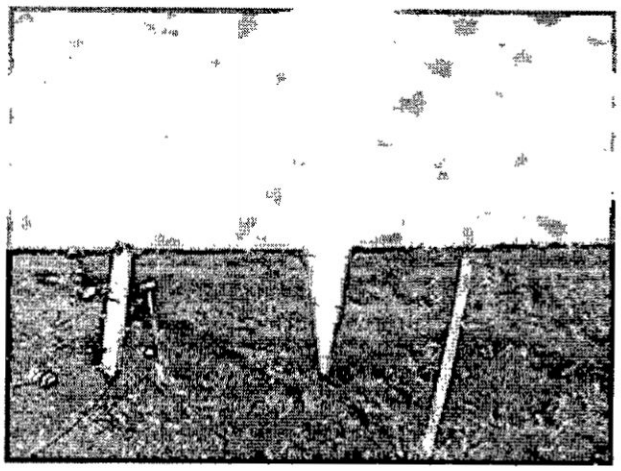


Fig. No.82.- Motor Cohete ISULA en su segunda prueba estática semi-enterrado

6.2.2.- CALCULO DE LA VELOCIDAD DE COMBUSTION.

Conociendo el espesor del propulsante y teniendo el tiempo de combustión se calcula la velocidad de combustión.

$$r = \frac{web}{t} \qquad \text{Ec. (83)}$$

Donde:

r = velocidad de combustión promedio (mm/s).
web = espesor propulsante (mm).
t = tiempo de combustión (segundos).

6.2.3.- CALCULO DEL VALOR DEL EMPUJE (VALOR ESTIMADO).

Se puede estimar el empuje asumiendo un valor de Impulso Específico:

$$E = \frac{I_{sp} \cdot W_p}{t} \qquad \text{Ec. (84)}$$

Donde:

E = empuje (Newton)
I_{sp} = impulso específico (seg).
t = tiempo de combustión (seg).
W_p = peso del propulsante (Kgf).

6.2.4.- BANCO DE PRUEBAS ESTATICO SIMPLE

Aumentando el nivel de complejidad del BEMCO, (respecto al semi enterrarlo) se puede ubicar el motor en una base fija y medir la presión de la cámara. Conociendo la presión en función del tiempo se evalúa el funcionamiento del motor y si hay que realizar correcciones en la relación del (Kn) , que es la relación entre el área de combustión y el área de la garganta de la tobera.

Básicamente el punto es que: ***es crítico que el motor opere dentro de los límites de presión de diseño. O sino:***

- Si es alto se corre el riesgo de explosión. Lo usual es aumentar el área de la garganta de la tobera (aumentar el diámetro de la garganta).
- Si es bajo se pierde eficiencia (menor empuje). Lo usual es reducir el área de la garganta de la tobera (disminuir el diámetro de la garganta).

6.2.4.1.- CALCULO DEL VALOR DEL EMPUJE (VALOR ESTIMADO).

Si se mide solo el valor de presión se puede estimar el empuje asumiendo un valor de rendimiento de la tobera C_F (coeficiente de empuje):

$$E = P_c . A_t . C_F \qquad \text{Ec. (85)}$$

Donde:

E = empuje (Newton)
Pc = presión de la cámara de combustión (MPa).
At = área de la garganta de la tobera (m^2).
Cf = coeficiente de empuje (adimensional).

Los valores típicos de (Cf) para los propulsantes a base de azucares (sacarosa, dextrosa, sorbitol) y nitrato de potasio ("Candy") son:

- Motor con tobera con buen rendimiento: 1,4 a 1,5
- Motor con tobera con medio rendimiento: 1,3 a 1,4
- Motor con tobera con bajo rendimiento: 1,0 a 1,3

En caso de registrar el valor de "Empuje versus Tiempo" con la ecuación No.85 se obtiene un valor de empuje instantáneo. Si se desea se puede promediar todos los valores instantáneos del empuje y así obtener un valor promedio de empuje. También sumando el resultado de multiplicar el empuje por el intervalo de tiempo en el cual este se registra se obtiene el empuje total.

6.2.5.- SISTEMAS MODULARES.

Un concepto que se viene aplicando en todo los países que desarrollan motores cohete es hacer Banco de Ensayos de Motores Cohete (BEMCO) del tipo "modular". Esto se refiere a que se diseña primero los bancos de prueba para un rango de motores cohete y con algunos cambios, modificaciones y agregados nos sirven para otros rangos de potencia de motores cohete. Con este criterio se minimiza la cantidad de material y trabajo. Este concepto es muy recomendado para abaratar costos.

A continuación se muestran varios tipos de Bancos de Ensayos de Motores Cohete que se prepararon para realizar los ensayos para motores cohete tipo MANTONA y que luego fueron modificados para ensayar motores cohete de mayor empuje como los cohetes ISULA y SHUSHUPE.

Ejemplo No.1.- BEMCO –No.1 modular para motores de propulsante sólido. La configuración es motor vertical, tobera para "arriba". Esta montado un motor de la serie MANTONA, listo para su ensayo, con ignitor ya montado.

Consta de una base en "H" con una columna para soporte y guía del motor. La presión se mide directamente con un manómetro a través de una línea con fluido hidráulico. El empuje se mide transformando la fuerza en presión

Mediante un pistón. En la parte superior tiene una manija para facilitar su transporte. Se observan las patas de apoyo que son regulables e intercambiables; ahí donde van fijadas permite tomar la base para ponerlo en una mayor base de apoyo.

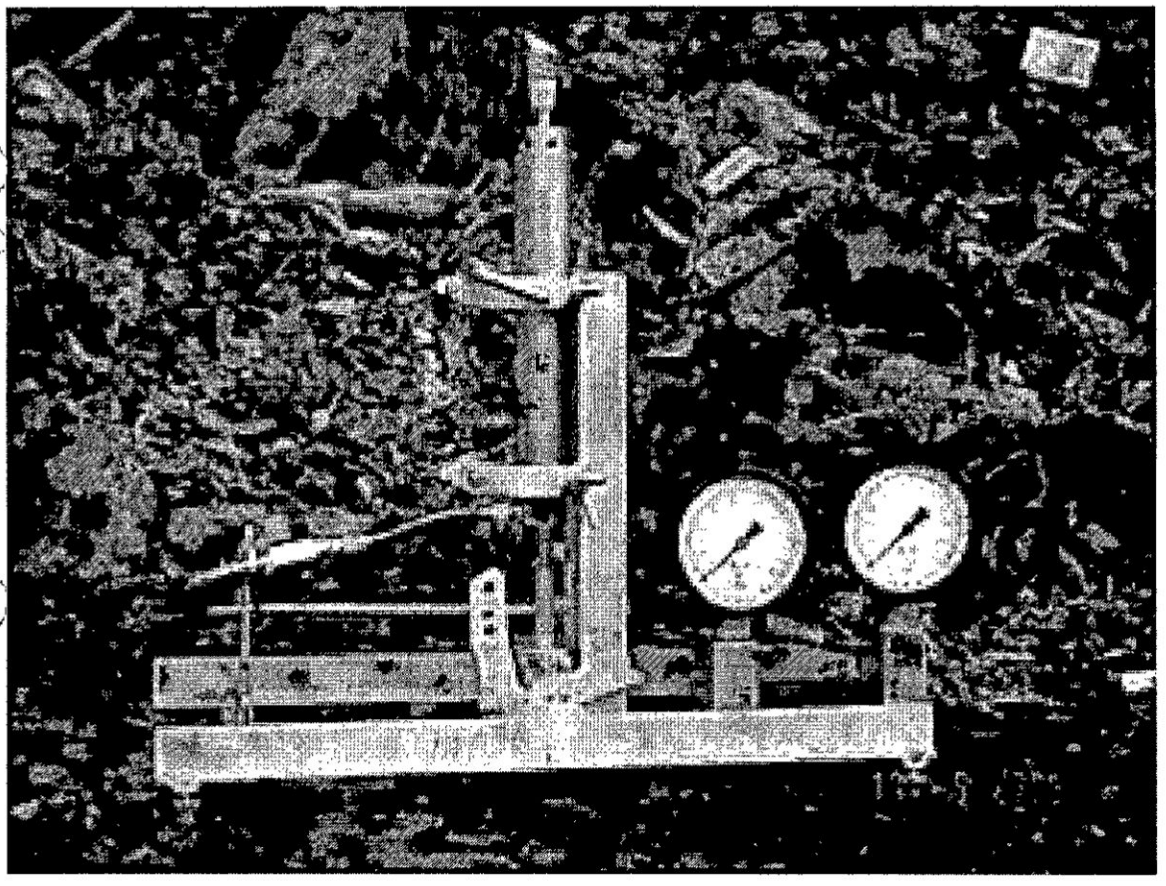


Fig. No.83.- Banco de Ensayo de Motores Cohete BEMCO-No.1.

Ejemplo No.2.- BEMCO-No.2, para motores del tipo ISULA se modifica para usar con motor tipo SHUSHUPE. La configuración es motor vertical, tobera para "arriba". En el caso que se presenta como ejemplo se ve el BEMCO-No.1 para un motor ISULA, luego cambiando la torre de guía del motor (para acomodar al motor SHUSHUPE que es de mayor tamaño), agregando unas patas de soporte (para tener una mayor base de apoyo) y cambiando el pistón del medidor de empuje (para adecuar el manómetro existente al nuevo rango de trabajo).Se puede modificar este BEMCO-No.2 para motores más grandes.

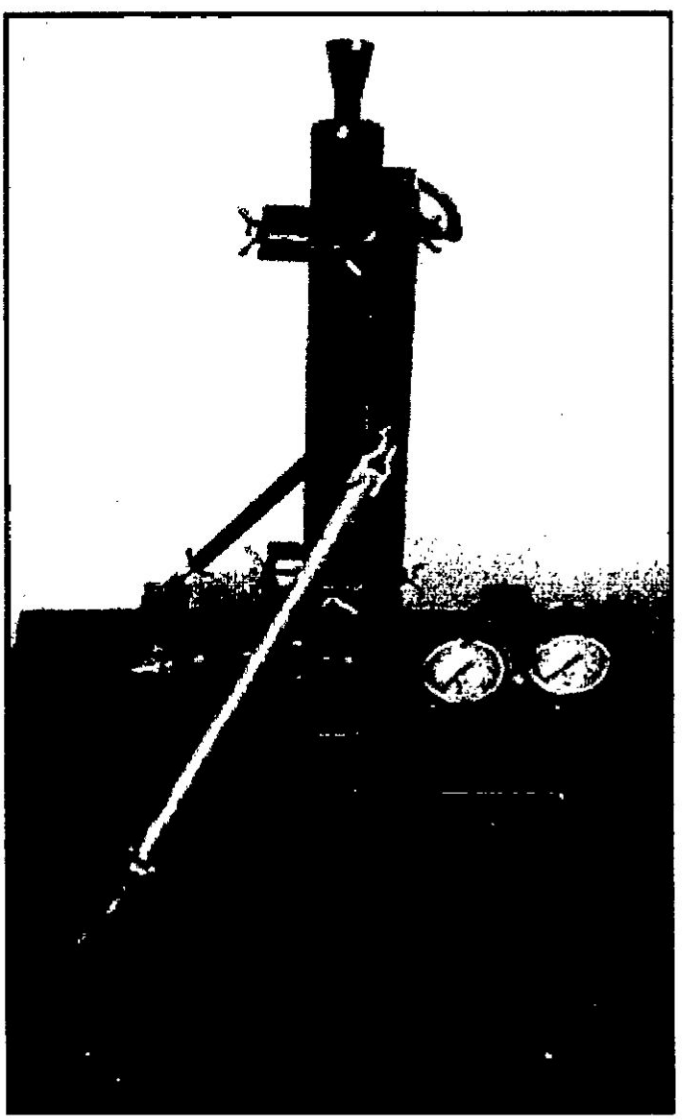


Fig. No.84- Banco de Ensayo de Motores Cohete BEMCO-No.2. Con motor ISULA instalado

Ejemplo No.3.Al hacer los BEMCO modulares también es conveniente hacerlos desarmables para facilitar su transporte y reducir el espacio ocupado para guardarlos.

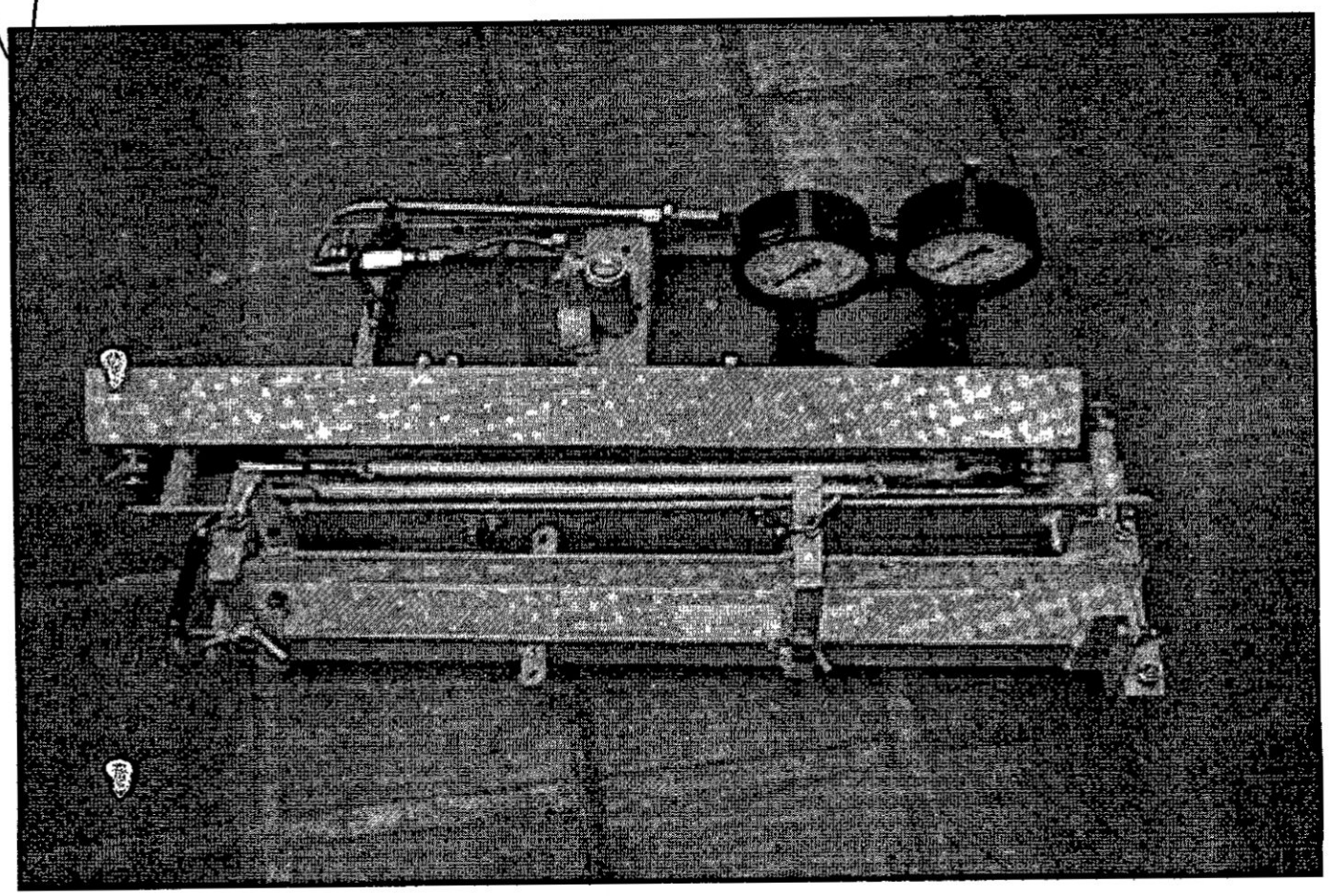


Fig. No.85.- Banco de Ensayo de Motores Cohete BEMCO-No.2 desarmado

EjemploNo.4.- BEMCO-No3 .Para motores híbridos. Su construcción es desarmable para facilitar su transporte y que sea modular. La configuración es motor vertical, tobera para "abajo". Para motores híbridos de mayor tamaño basta cambiar las guías del motor, agregar una extensión a la torre y adecuar los sistemas de medición.

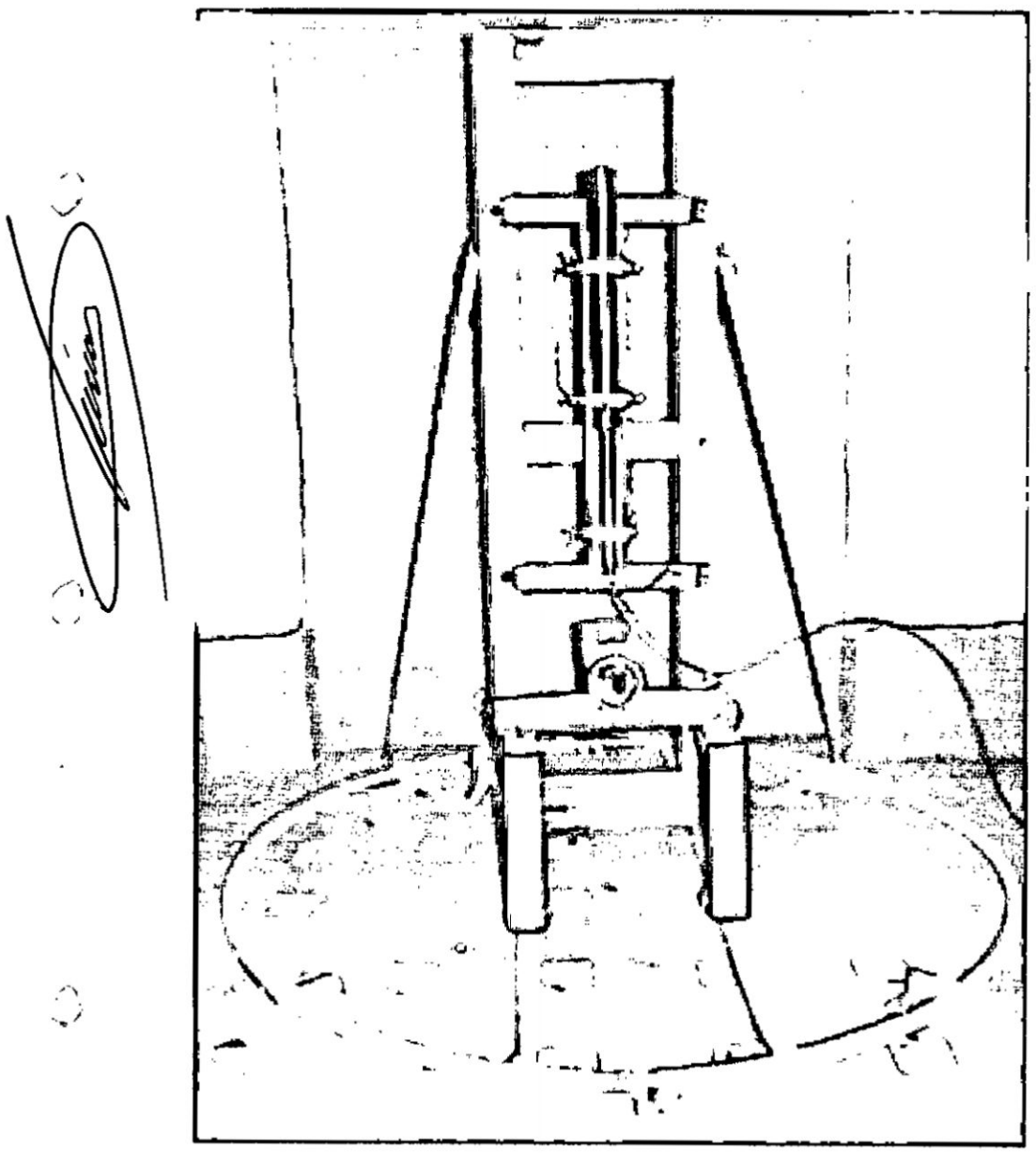


Fig. No.86. Banco de Ensayo de Motores Cohete Híbridos BEMCO-No.3

6.3.- SISTEMAS DE MEDICION DE PRESION.

Para medir la presión en la cámara de combustión de los motores cohete se pueden usar varios sistemas, siendo los de mayor aplicación los siguientes dos tipos:

- Manómetros.
- Transductores de presión electrónicos.

6.3.1.- MANOMETROS.

El sistema consiste en una toma de presión unida a un manómetro mediante una tubería con líquido. Este líquido es de alto punto de ebullición y sirve para hacer un sello hidráulico que evita el contacto de los gases de combustión con los delicados materiales del manómetro. Usualmente es aceite, o fluido hidráulico (que es lo que más se usa).

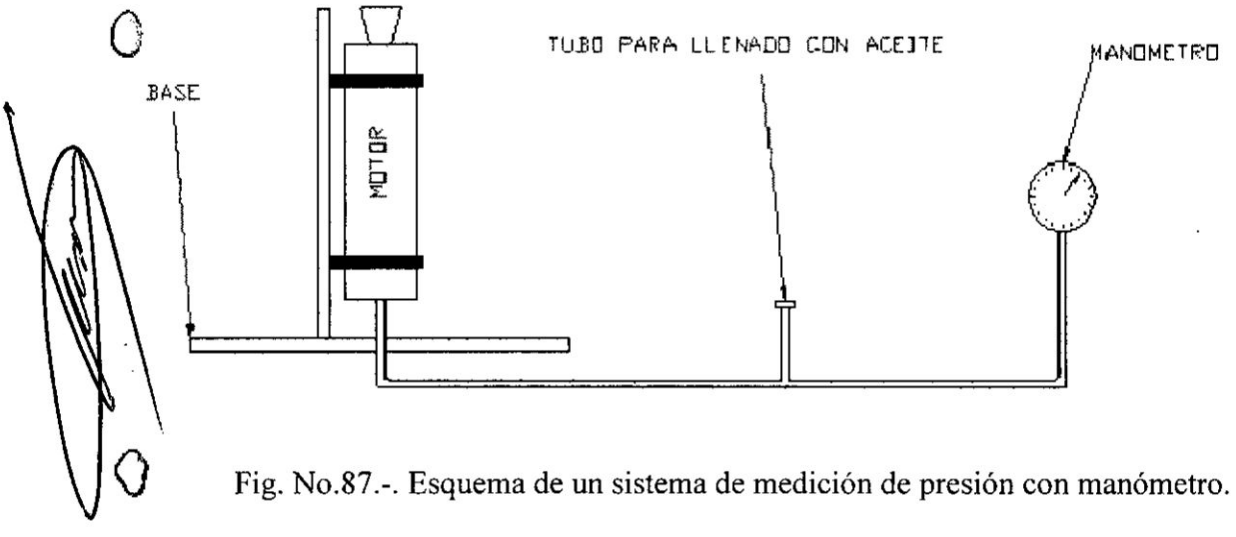


Fig. No.87.-. Esquema de un sistema de medición de presión con manómetro.

Ventajas.

- Es un sistema muy sencillo.
- Este sistema es el de menor costo.
- Permite tener una precisión razonablemente buena.

Desventajas.

- Requiere tener un sistema de registro visual de los valores del manómetro.
- Requiere algún tipo de calibración si se desean valores exactos de presión.

6.3.2.- TRANSDUCTOR DE PRESION ELECTRONICO.

Se arma con un transductor de presión electrónico, un conversar analógico-digital y un sistema que almacena la información (que puede ser un data-logger o una notebook) y es conveniente tener un sistema de calibración.

Al igual que con la celda de carga conviene realizar la calibración antes de hacer el ensayo para evitar problemas de errores por variaciones de temperatura, etc.

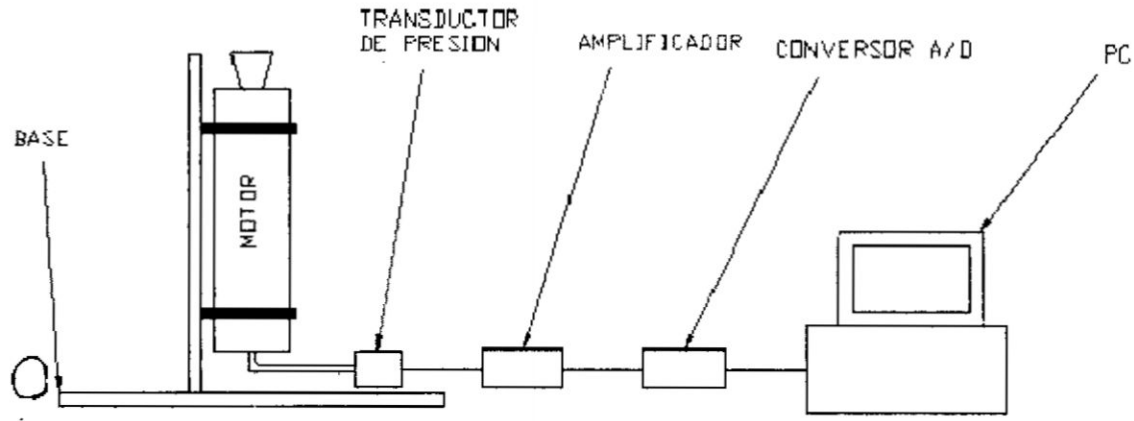


Fig. No.88.- Esquema de un sistema de medición de empuje con transductor de presión.

Este es el sistema que se impuso en los bancos de pruebas profesionales y es muy usado en la cohetería experimental. Teniendo un conversor analógico-digital de varios canales y una sola notebook permite tener los valores de empuje, presión versus tiempo, además de poder registrar más parámetros de ensayo..

Ventajas

- Técnicamente es el que puede dar las mejores prestaciones.

Desventajas

- Este sistema es el de mayor costo.
- Requiere un sistema de protección del transductor para no sobrepasar su presión Máxima de trabajo, en particular en caso de explosión del motor. En general la Protección del mismo es utilizar transductores muy sobredimensionados Generosamente. Ejemplo típico: para presiones de trabajo máximas esperadas de 10 MPa (100 bar) se utilizan transductores con rango de operación de 35 MPa Como mínimo.

6.4.- SISTEMAS DE MEDICION DE EMPUJE.

Hay varios sistemas para medir empuje. Los de mayor aplicación caen en algunas de las siguientes categorías:

- Medición de empuje con sistema elástico o peso.
- Medición de empuje con sistema de manómetro y pistón.
- Medición de empuje con sistema de celda de carga.

6.4.1.-MEDICION DE EMPUJE CON SISTEMA ELASTICO O PESO.

Sirve en general para registrar empuje de motores de poca potencia, del orden de hasta 10-20N. Se puede hacer simplemente con un resorte que se calibra con pesas. O mediante un sistema de palanca que actúa sobre un peso, tal como si fuese una balanza. También se puede utilizar un fleje elástico.

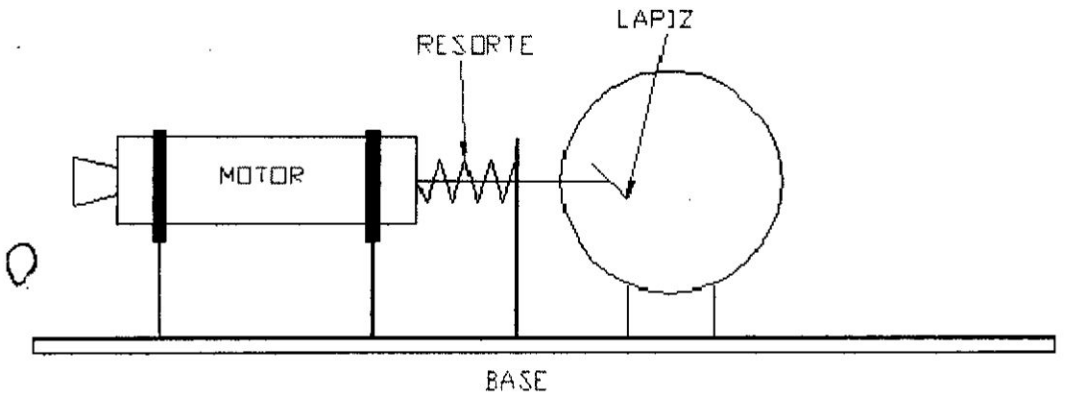


Fig. No.89.- Esquema de un sistema de medición de empuje con resorte

Ventajas

- Es lo más barato que se puede implementar.
- Se lo emplea en caso de tener bajos recursos materiales o de no necesitar tener medidas precisas, o sea en los casos de "mejor tener algo que nada".

Desventajas.

- Alto error en la medición.
- Al subir la potencia y el peso del motor empiezan a producirse fenómenos de Oscilación y resonancia que impiden tener medidas correctas.

6.4.2.- MEDICION DE EMPUJE CON SISTEMA DE MANOMETRO Y PISTON.

Se puede hacer con un pistón donde actúa la fuerza de empuje del motor; la fuerza se convierte en presión la cual se mide mediante un manómetro. El registro se realiza por ejemplo con una cámara de vídeo.

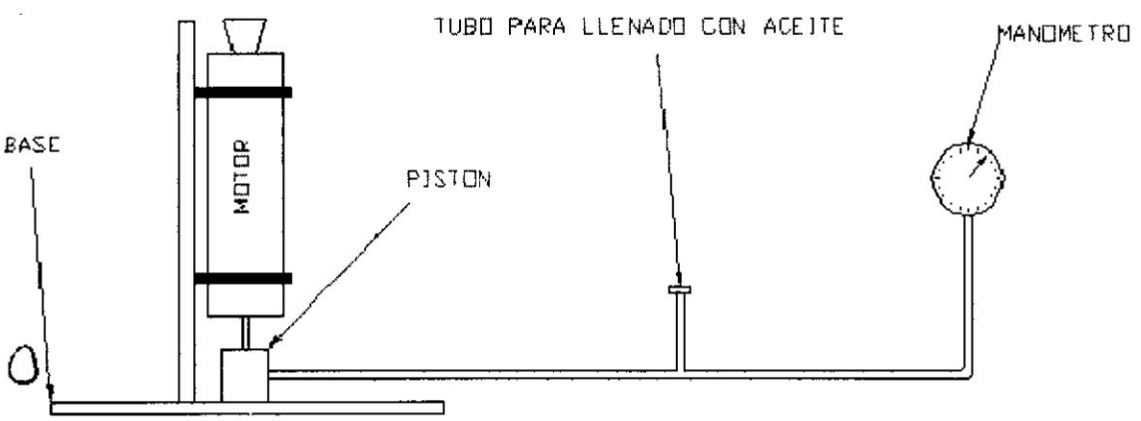


Fig.No.90. Esquema de un sistema de medición de empuje con sistema de manómetro y pistón .

Ventajas.

- Este sistema es de costo intermedio.
- Permite tener una precisión razonablemente buena.
- Es un sistema bastante flexible en cuanto a que con un misma manómetro se Pueden tener distintos rangos de empuje variando el pistón o para un mismo Pistón variar el manómetro.

Desventajas.

- Uno de los principales problemas que tienen es la histéresis que tiene el pistón que traduce la fuerza en presión. Esto hace que pequeñas variaciones de fuerza no sean detectadas.
- Requiere tener un sistema de registro visual de los valores del manómetro.

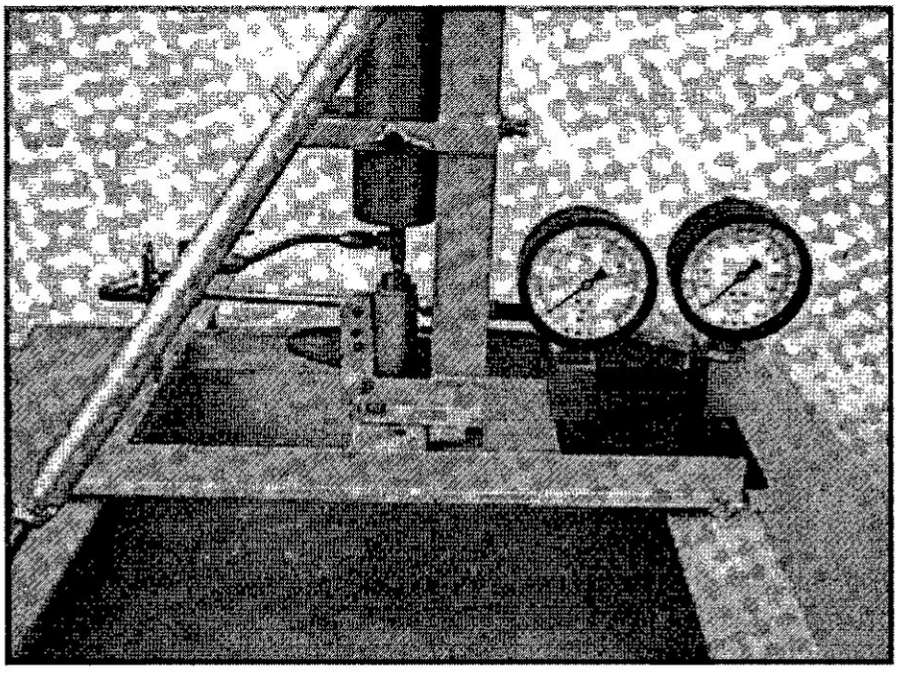


Fig.No.91.-. Ejemplo de sistema de medición con pistón y manómetro

6.4.3.- MEDICION DEL EMPUJE CON UN SISTEMA DE CELDA DE CARGA.

El sistema está integrado por una celda de carga, un amplificador de la celda de carga, un conversor analógico- digital, un sistema que almacena la información (que puede ser un data-logger o una notebook) y un sistema de calibración. Se menciona el tema de la calibración ya que conviene hacerla antes de cada ensayo para evitar problemas de errores por variaciones de temperatura, etc. Es el sistema que se impuso en los bancos de prueba profesionales y es muy usado en la cohetería experimental.

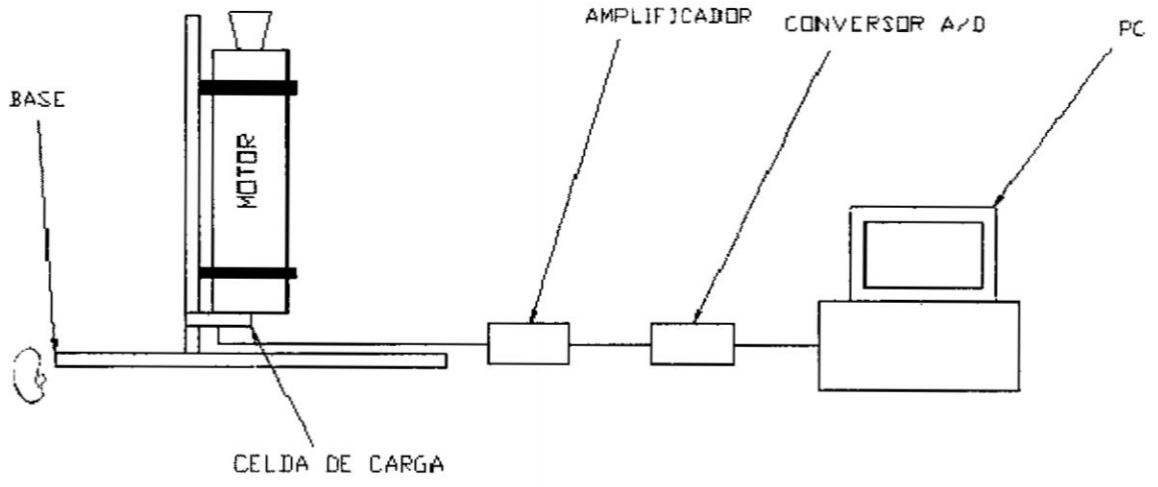


Fig.No.92. Esquema de un sistema de medición de empuje con sistema de celda de carga.

Ventajas.

- Técnicamente es el que puede dar las mejores prestaciones.

Desventajas.

- Este sistema es el de mayor costo.
- Requiere un sistema de protección de la celda de carga para no sobrepasar su carga Máxima. Lo típico es utilizar topes mecánicos que limitan la deformación de la celda de carga.

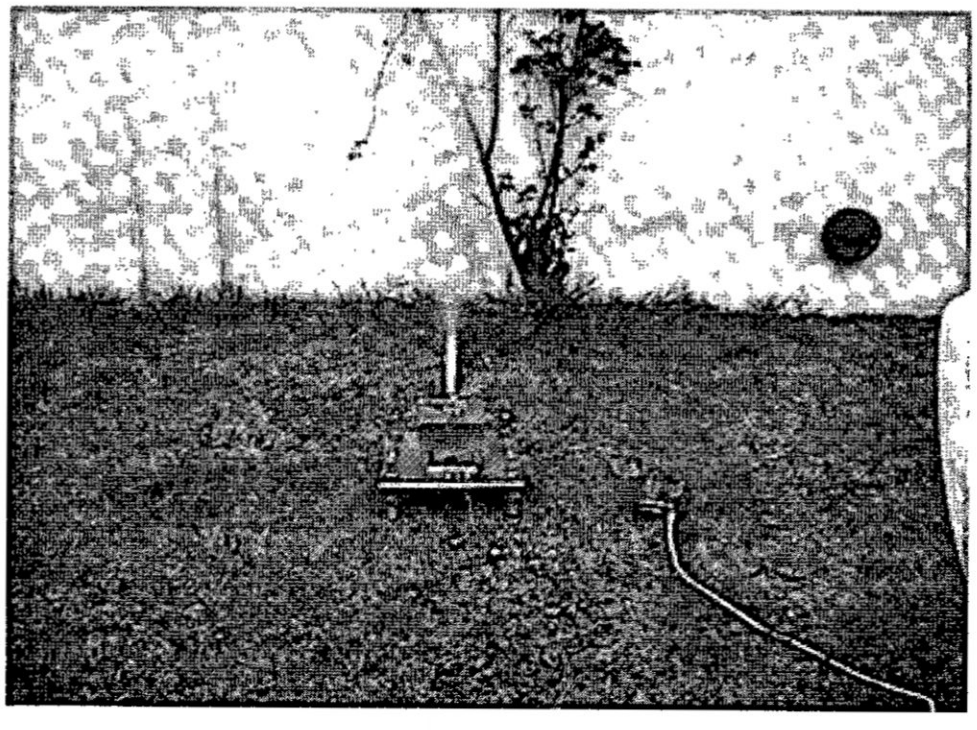


Fig.No.93.- BEMCO con celda de carga

6.5.- SISTEMA DE MEDICION DE PRESION Y EMPUJE.

Lo usual es medir la presión y empuje en función del tiempo. Para ello basta combinar los sistemas de medición de presión y empuje mencionados anteriormente. En general lo usual es, ordenarlo de lo más sencillo y barato hasta lo más caro y complejo. Por lo tanto la secuencia lógica en cuanto a los bancos de pruebas de motores cohete sería el siguiente:

- Motor enterrado en tierra o sujeto a una base sencilla.
- BEMCO con resorte o pesas.
- BEMCO con manómetros y registro con vídeo.
- BEMCO con celda de carga y transductor de presión.

6.5.1.-SISTEMA DE MEDICION CON CELDA DE CARGA Y TRANSDUCTOR DE PRESION.

Las partes que lo integran, tal como se explico anteriormente, son:

- Sensor del parámetro a medir, por ejemplo transductor de presión para la presión de cámara de combustión, celda de carga para medición de empuje, termocupla para medición de temperatura, etc.
- Amplificador, su necesidad depende del nivel de tensión de salida del Sensor respecto al conversor analógico-digital. Su función es elevar el nivel de salida del sensor al valor de tensión de trabajo del conversor analógico-digital.
- Conversor analógico - digital (conversor A/D). Su función es pasar la información que entrega el sensor al sistema digital.
- Notebook o computadora personal donde está el programa que registra los valores obtenidos y luego los presenta para su análisis.

En las figuras No.94 , No.95 , No.96 y No.97,se muestran fotografías de este Sistema:

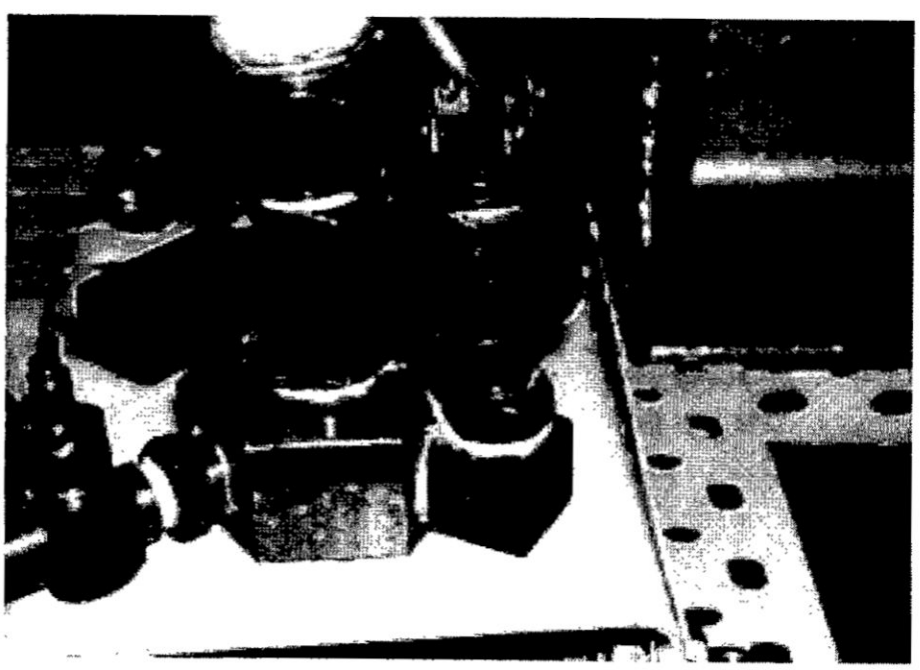


Fig.No.94.- Sensor de presión

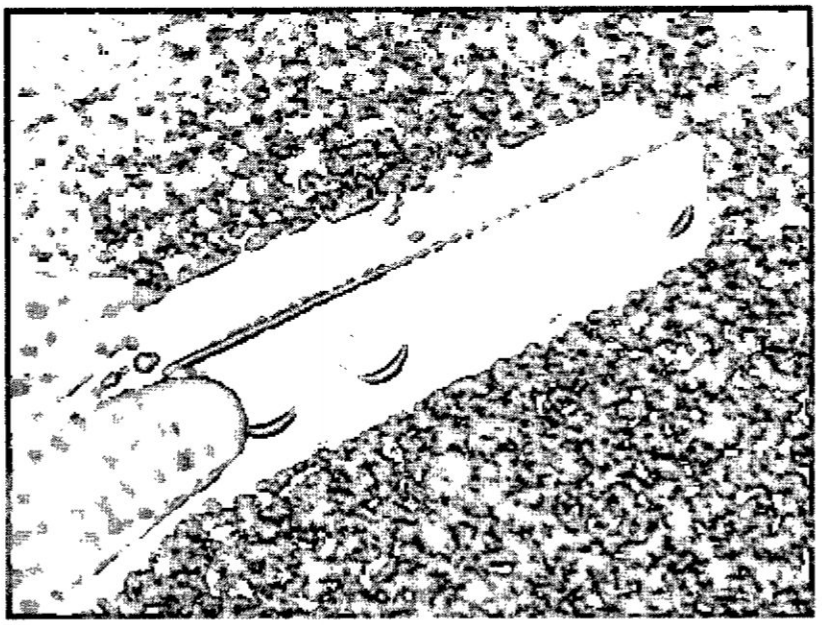


Fig.No.95.- Celda de carga

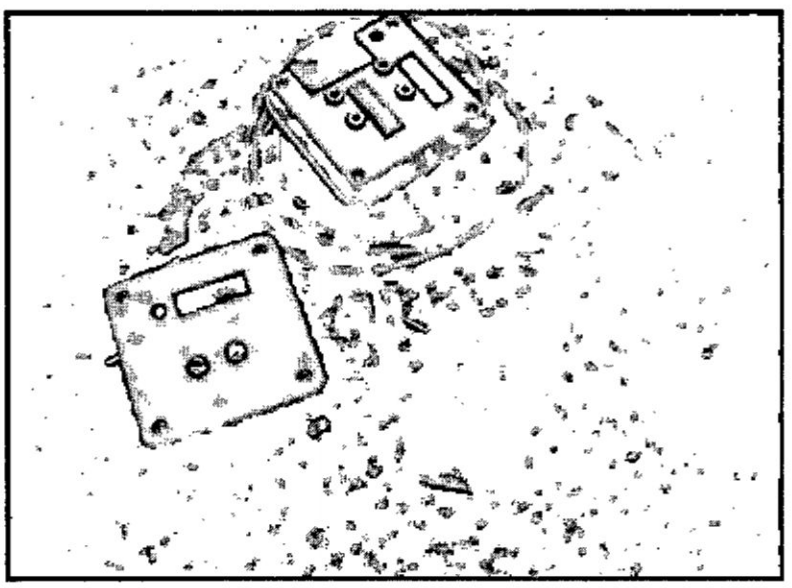


Fig.No.96.- Amplificador, Conversor A/D

Fig.No.97.- Amplificador, Conversor A/D, Nootebook.

El sistema de medición fue desarrollado por Jorge DiStefano (experto argentino en Cohetería Experimental Amateur), una descripción general del mismo fue preparada por él Esto incluye los amplificadores, el conversor A/D de dos canales y 10 bit, y el programa para la Nootebook.

6.6.- SISTEMAS DE MEDICION Y REGISTRO.

Se sabe que existen otros tipos de sistemas de medición y registro distintos a los mencionados anteriormente. Por ejemplo para los sistemas de medición aplicando potenciómetros, poniendo el motor en una base basculante y que se elevaba al generar un empuje, etc.

- Si se desea experimentar con nuevos diseños de sistema de medición para los BEMCOs: debe hacerse ,recuerde que "La mayor tragedia es no probarlo".
- Si desea tener un BEMCO con un sistema de medición que le sirva y poder avanzar en el desarrollo de los motores cohete no pierda tiempo y esfuerzo en diseños nuevos del tipo "innovador" o con "cambios radicales". Use lo conocido.
- Para los sistemas de registro se pueden aplicar sistemas de registro sobre papel. En general Han quedado obsoletos. Se aplican a los casos de motores chicos de bajas potencias o Donde está se puede aplicar la política de "mejor tener algo que nada".

6.7.- SITIO FISICO DONDE SE DEBE REALIZAR EL ENSAYO.

Los ensayos en BEMCO son por su propia naturaleza los que presentan mayores riesgos de explosión. Se debe considerar esto con atención. Se debe seleccionar el sitio de la prueba y ubicación con sumo cuidado y respetar las normas de seguridad el máximo.
Lo ideal es contar con un lugar apartado y con alguna forma de protección natural, como por ejemplo zanjas, colinas, rocas grandes, etc. La mejor forma de tener condiciones seguras es estando lejos. No olvidar de proteger los equipos de registro. Proveer que en caso de una explosión los resultados de la misma no dañen a ninguna persona ni bienes materiales de nadie. De ser necesario tener los permisos oficiales para hacer este tipo de pruebas según la legislación en vigencia del lugar donde se realiza. Así también lo necesario para transportar el motor cohete y cumplir con la legislación en vigencia. En nuestro caso contamos con el aval del Ejército Peruano para hacer las pruebas de Banco y de lanzamiento de Cohetes en la Base de Blindados de Piedras Gordas en Ancón.

6.7.1.- FILMACION DE LAS PRUEBAS.

Es muy útil filmar el ensayo del motor y luego hacer su análisis detallado. Se puede usar filmadoras analógicas, las cuales pueden dar en general una resolución de 33 imágenes por segundo, o digitales que permiten el doble o mas de imágenes de alta definición. Actualmente hay cámaras fotográficas digitales que permiten hacer filmaciones breves de 10 a 40 seg. Para ver las imágenes en un televisor se hace avanzar la videocasetera cuadro por cuadro, se registran los valores y luego se los pasa a una hoja de cálculo para su procesado. Si se puede digitalizar una imagen analógica es mejor ya que no provoca desgaste de la cinta y cabezal de la videocasetera. Es conveniente que la filmadora este protegida en caso de explosión del motor

6.8.- RECOMENDACIONES PARA DISEÑAR UN BUEN BANCO DE PRUEBAS DE MOTORES COHETE EN DIEZ PASOS.

A manera de guía se presentan los pasos a seguir para hacer un buen BEMCO:

1° paso Definir la prestación que va a tener el BEMCO: rango de empujes que va a medir, rango de tamaños físicos de los motores a ensayar, que parámetros se desea medir.

2° paso Analizar el material constructivo a emplear en función de disponibilidad de materiales, costos y disponibilidad de medios para hacerlo.

3° paso Definir la disposición del motor en el banco: vertical, horizontal, tobera para arriba o para abajo.

4° paso Definir con que se van a medir los parámetros del ensayo: manómetro? celda de carga? y como se va a registrar.

5° paso Definir el sitio para usar el BEMCO. Requerimientos de protección? Va a ser portátil o quedara fijo? debe ser desarmable?.

6° paso Diseñar el BEMCO.

7° paso Construir el BEMCO.

8° paso Probar el BEMCO con cargas y presiones ficticias, calibrando previamente los instrumentos.

9° paso Probar el BEMCO con el motor cohete motivo del ensayo, calibrando previamente los instrumentos. Respetar siempre las reglas de seguridad.

10° paso Evaluar los resultados del ensayo y del análisis al desarmar el motor usado.

6.9.- ANALISIS DE LOS RESULTADOS OBTENIDOS.

Los BEMCO se usan para obtener información. La misma se basa en registrar datos antes, durante y después del ensayo. Es importante antes del encendido del motor cohete registrar todos los datos de pesos y características de lo que se va a ensayar, en particular peso del propulsante y diámetro garganta de la tobera.

Del análisis de los valores registrados durante el ensayo no solamente se obtienen las curvas de "Empuje versus Tiempo" y "Presión de cámara de combustión versus Tiempo" sino también:

-Tiempo de combustión
-Empuje total
-Empuje promedio y máximo
-Impulso específico
-Presión de cámara de combustión promedio y valor máximo
- Retardo en el inicio de la combustión
- Flujo de masa
- Coeficiente de empuje

Luego del ensayo, y aparte del análisis de los valores registrados, se realiza un "análisis post-encendido" donde se determina:

-Restos de propulsante sin quemar.
-Erosión en las distintas partes de la tobera.
- Restos de residuos de la combustión del propulsante.
- Puntos de sobre temperatura en la cámara de combustión.
- Deterioro en la aislación térmica y/o inhibidores de la combustión.
- Peso de las distintas partes.
- Pérdidas en los sellos de cierre.
- Daños en la estructura del motor.

6.10.- SEGURIDAD.

Algunos detalles relativos a la seguridad son en particular muy importantes:
-Contar con medios para extinguir posibles incendios.
-Tener medios de protección personal, en particular guantes para tocar cosas calientes.
- Cuidar del medio ambiente. No dejar basura.
- Verificar que el humo y ruido que se genera no afecten a las personas ni perturbe a la Flora y fauna local.
- Estar lo suficientemente alejado del BEMCO para no ser alcanzado por esquirlas en caso de explosión.
- Considere siempre la posibilidad de una explosión y prevea las medidas para reducir los posibles daños.

6.11.- REPRODUCIBILIDAD DE LOS RESULTADOS.

Se insiste en recomendar probar los motores en un BEMCO, para no tener "sorpresas" desagradables al momento de realizar un lanzamiento con un cohete. Sin embargo un ensayo estático exitoso no es garantía de funcionamiento del motor cohete en vuelo.
Hay tres motivos principales para esto :

1ero.-Falta de reproducibilidad en la fabricación del motor. Tanto por usar materiales distintos como por un proceso de fabricación diferente. La sugerencia es tratar de mantener procesos de preparación de propulsantes que estén escritos y que tengan todos los parámetros controlados. O sea "Control de Calidad". Controlar la calidad del propulsante (densidad correcta, velocidad de combustión a presión atmosférica igual en todas las partidas), la calidad de toda la parte mecánica (hacer siempre prueba hidráulica del tubo motor completo).

2do.--Condiciones de trabajo del motor diferentes a las de la prueba. Ejemplos típicos son diferentes temperaturas iniciales entre el ensayo y las condiciones para vuelo, tener un propulsante envejecido. Aquí la sugerencia es mantener las mismas condiciones de prueba que las de aplicación.

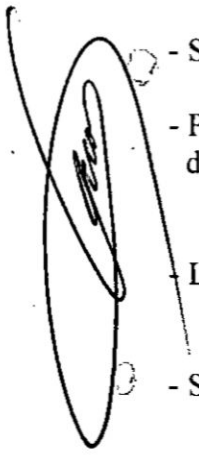
3ro.--Condiciones dinámicas sobre el motor que no están presentes en un ensayo estático. Aquí la sugerencia es prever en lo posible las mismas y eventualmente hacer algún ensayo en vuelo con un cohete sencillo que reproduzca el proyecto final. En la práctica lo que se realiza es mantener un control de calidad de lo que se hace y hacer varios vuelos para tener confianza en el funcionamiento del motor. La práctica de la C.E.A. permite "ineficiencias" al tener mayores márgenes de seguridad, o sea utilizar tubos motores con mayores presiones de rotura. Esto da un mayor peso que se compensa con tener un motor un poco más potente pero el beneficio es reducir el riesgo de una explosión.

6.12.- SUGERENCIAS ADICIONALES PARA EL BANCO DE ENSAYO DE MOTORES COHETE:

- Anote todos los detalles de importancia en un cuaderno en el propio campo de Pruebas de motores cohete.

- Utilice una lista de verificación para no olvidarse de nada cuando va a salir a realizar Las pruebas de campo.

- Utilice una lista de verificación para seguir todos los pasos para el ensayo.



- Siga estrictamente las reglas de seguridad.

- Póngale un llave de paso para cerrar la salida del líquido en momentos de transporte del BEMCO.

- Limpie rápidamente el BEMCO luego de la jornada de ensayos.

- Seguridad, Seguridad, y mucha Seguridad ante todo.

6.13 Resultados obtenidos en el Banco de Ensayo de Motores Cohete, para varios cohetes :

COHETE	TANGARANA I-A	MANTONA I-D	ISULA I-D	SHUSHUPE I-F
Diámetro Ø= Pulgadas	1.5"	2"	2.5"	3"
Tipo de Tubo	Schedule 40	Schedule 40	ASTM A-192	ASTM A-192
# de Granos	5	5	5	5
Diámetro de Garganta dg= (mm.)	12	15	17	23
Propulsor	KN -DEX	KN -DEX	KN -DEX	KN -DEX
Kn máx.	303.33	256.53	287.7	287
Peso Propulsor (Kg)	0.583	1.2	1.806	3.04
Presión Máxima (bar)	65	46.6	62.5	62.5
Empuje (N)	758	1960	2347.4	3949
Impulso Específico (Isp)	132.5	132.5	132.5	132.5
Relación E/PT	25/1	28/1	30/1	30.4/1
Flujo Másico (grs/s)	43.36	60	82.9	152
Tiempo de Combustión tc= seg.	22	20	21.8	20
Temperatura de Combustión Tc = °C	1350	1345	1348	1350

VII.- DISCUSION:

7.1.- CONCLUSIONES:

- Los Bancos de Ensayo de Motores Cohete (BEMCO), diseñados y probados con Diferentes Tipos de motores cohete demostraron su versatilidad, sobre todo aquellos Bancos Diseñados utilizando el sistema modular, debido a que se les puede cambiar Algunos Componentes para adaptarlos a otro rango de motores cohete distinto para los que Fueron diseñados en un principio.
- Tanto para el diseño de los motores cohete como para el diseño del Banco de pruebas a fin de abaratar costos, se utilizo materiales fáciles de conseguir en el mercado nacional interno, como son : tubos de acero sin costura para calderas tipo ASTM A-192,tubos de acero sin costura tipo Schedule 40 ,perfiles laminados en caliente de acero estructural tipo ASTM A-36,tanques de nitrógeno, tanques de oxigeno ,de segunda mano y utilizadas en otras industrias como son los procesos de soldadura o en Hospitales, reductores de presión, manómetros, sensores de presión y temperatura, válvulas de globo y compuerta, componentes eléctricos y electrónicos que se encuentran fácilmente en el mercado informal.
- Normalmente todo cohete prototipo diseñado tiene que pasar necesariamente por el Banco de Pruebas antes del lanzamiento. Por más simple que sea el Banco de Pruebas siempre nos proporcionara una información valiosísima.
- Los Bancos de Prueba de Motores Cohete se deben diseñar, considerando el tipo de
- Cohete que se va a ensayar, para así colocar el instrumental necesario en función al rango de los parámetros a medir.

7.2.- RECOMENDACIONES:

- Formar grupos de Investigación Públicos y Privados a fin de continuar investigando sobre los Motores Cohete de combustible Sólido, Líquido e Híbrido. Este tipo de Investigación es decisiva para la Defensa Nacional, para que así el país se pueda desarrollar en Paz.
- Crear un organismo autónomo en el Perú, con ingenieros capaces, que centralice la Investigación en Cohetería, porque el actual organismo (CONIDA), no está cumpliendo sus objetivos, es así que ya cumplió más de 30 años de existencia, y hasta ahora no tiene un solo Cohete de diseño propio, es más el último Cohete que disparó el llamado "PAULET I", es una copia del Cohete argentino "ORION I", y además ni siquiera tiene diseños de Cohetes de Combustible Líquido ó Híbrido.
- Solicitar apoyo financiero a algunos organismos Públicos y Privados (a las Fuerzas Armadas), para la Investigación y Desarrollo en Cohetería, porque resulta anecdótico, ridículo y frustrante, que este Proyecto de Investigación haya sido financiado por el que habla.
- Continuar con la Investigación y desarrollo de los diferentes tipos de Motores Cohete, con diferentes cargas útiles y diferentes alcances.

VIII.- REFERENCIALES:

- Sutton G.P.
  ROCKET PROPULSION ELEMENT
  New York: Mc Graw Hill, 28ava Edition, 1986

- Wickman, Jhon H.
  HOW TO MAKE AMATEURROCKET
  New York: CP Thecnologies, 2da edition, 2002

- Ordóñez Cárdenas, Gustavo
  PRINCIPIOS DE COHETERIA, TOMOS I, II
  Lima :Edición Independiente, 1era Edición 1995

- Hill, P.G. Peterson C.F.
  MECHANICS AND THERMODYNAMICS OF PROPULSION
  Massachusetts: Addison – Wesley Publishing Co.
  Reading 15ava Edition 1995

- Armada Peruana
  FUNDAMENTOS DE SISTEMAS DE ARMAS
  ANALISIS DE LAS ARMAS– VOLUMENES : 1, 2, 3
  Lima – Perú 1975

- Warren, Francis
  ROCKET PROPELLANTS
  New York: RPC Publishers, 23ava edition, 1985

- Pendray. G. Edward
  ROCKET AND JET PROPULSIÒN
  New York: Harper & Row Publishers, 15ava edition 1980

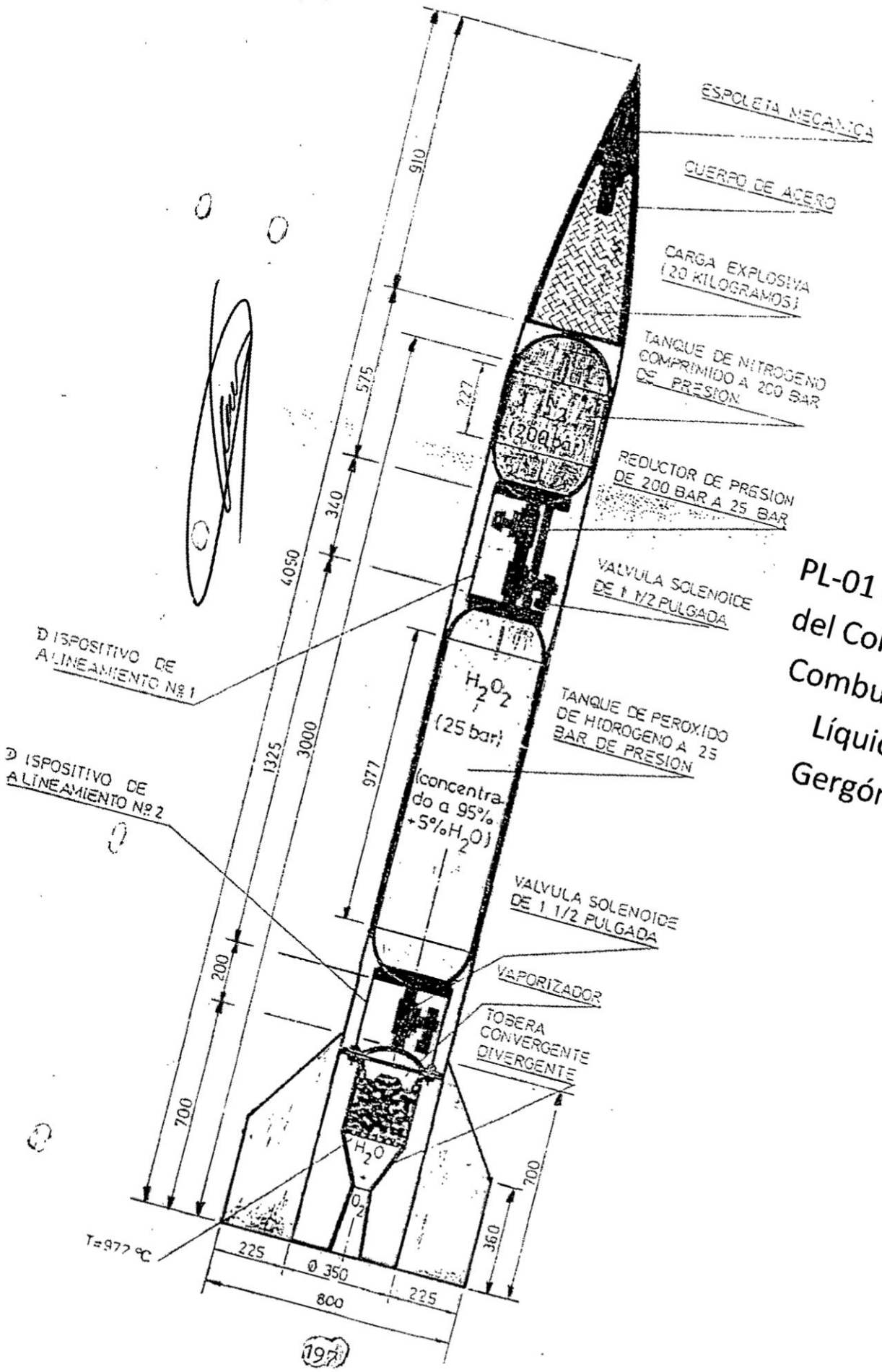
- ROCKETLAB
  HOW TO DESIGN ,BUILD AND TEST SMALL LIQUID FUEL ROCKET ENGINES
  China lake, California – 1967

- Nakka, Richard
  WEB SITE EXPERIMENTAL OF ROCKETRY
  Página de Internet

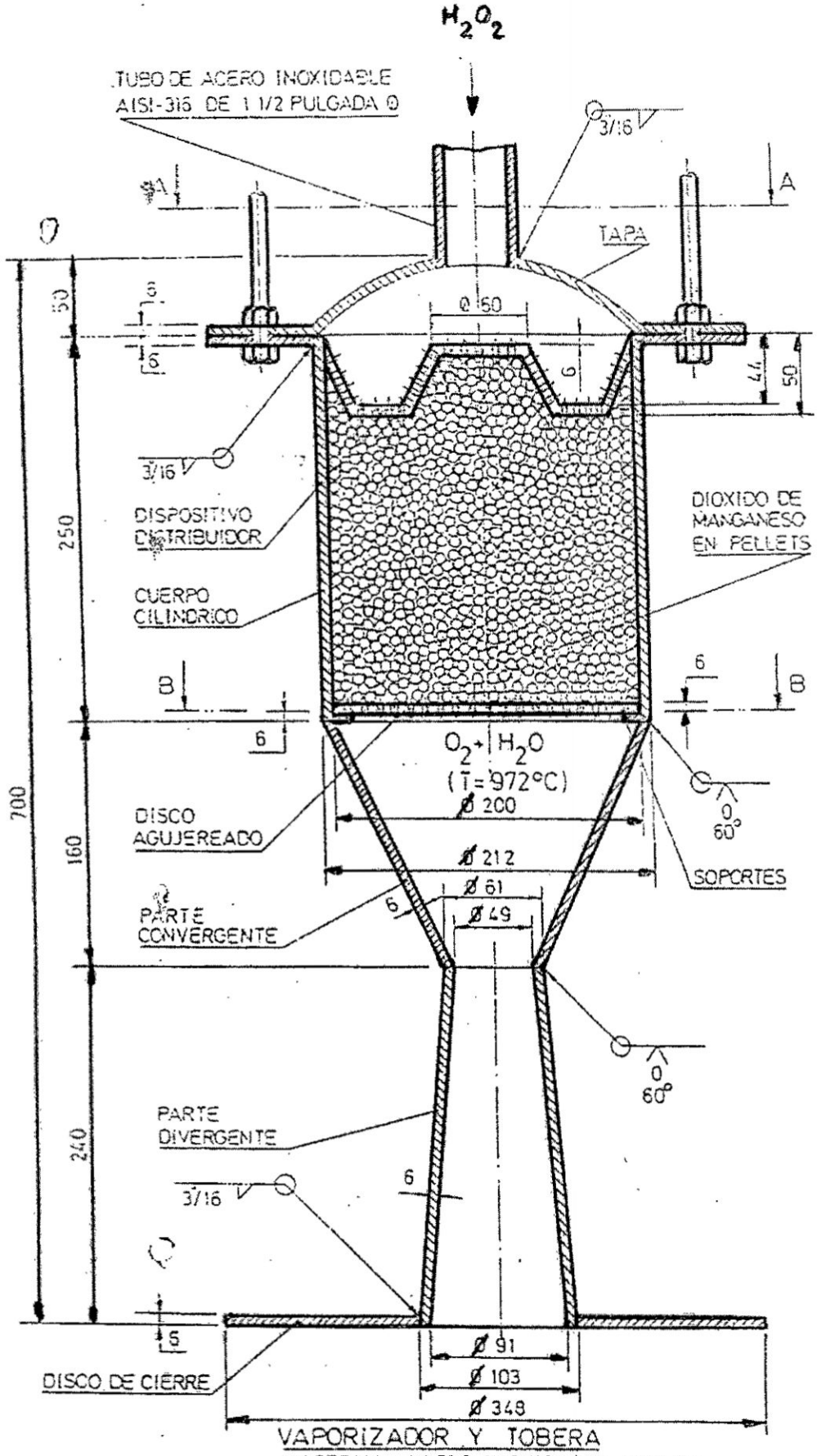
- Juan Parczewski
  WEB SITE COHETERIA EXPERIMENTAL AMATEUR
  Página de Internet

IX.- APÉNDICE :

9.1 PLANOS

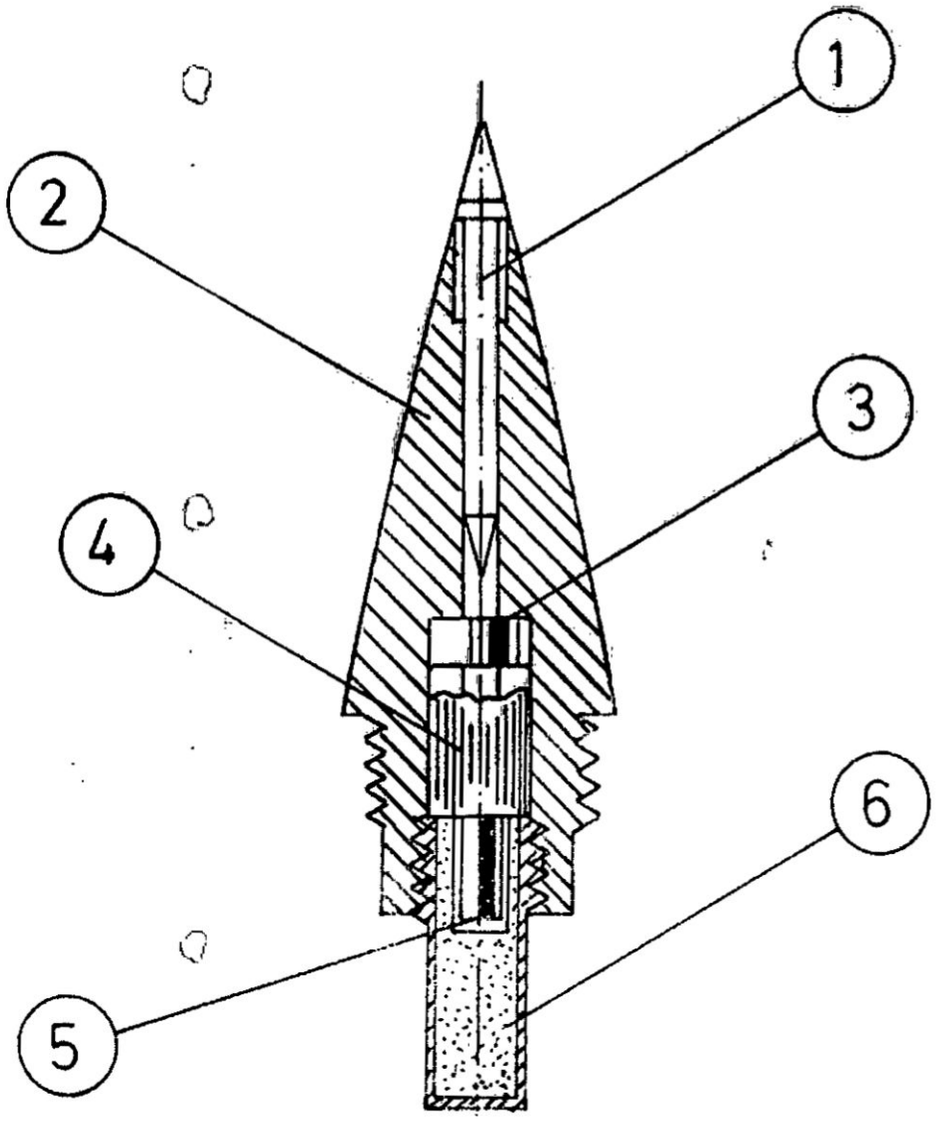


PL-01 Montaje del Cohete de Combustible Líquido Gergón I



VAPORIZADOR Y TOBERA
MATERIAL: ACERO INOXIDABLE AISI-316
CANTIDAD: UNA PIEZA
ESCALA : 1:2.5

PL-02
Vaporizador y Tobera del Cohete de Combustible Líquido Gergón I

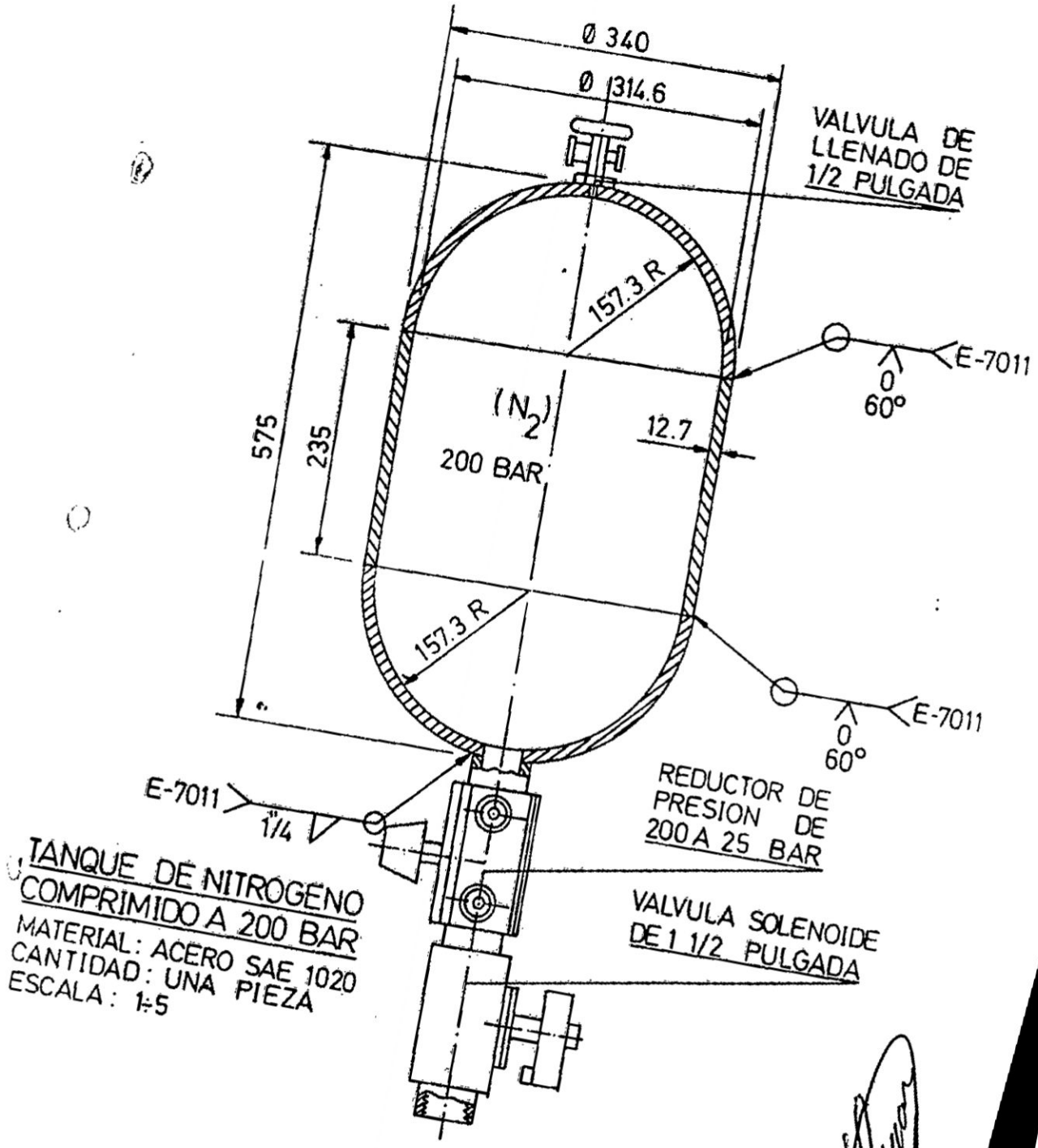


PL-03 Espoleta Mecánica de la Carga Útil del Cohete Gergón I

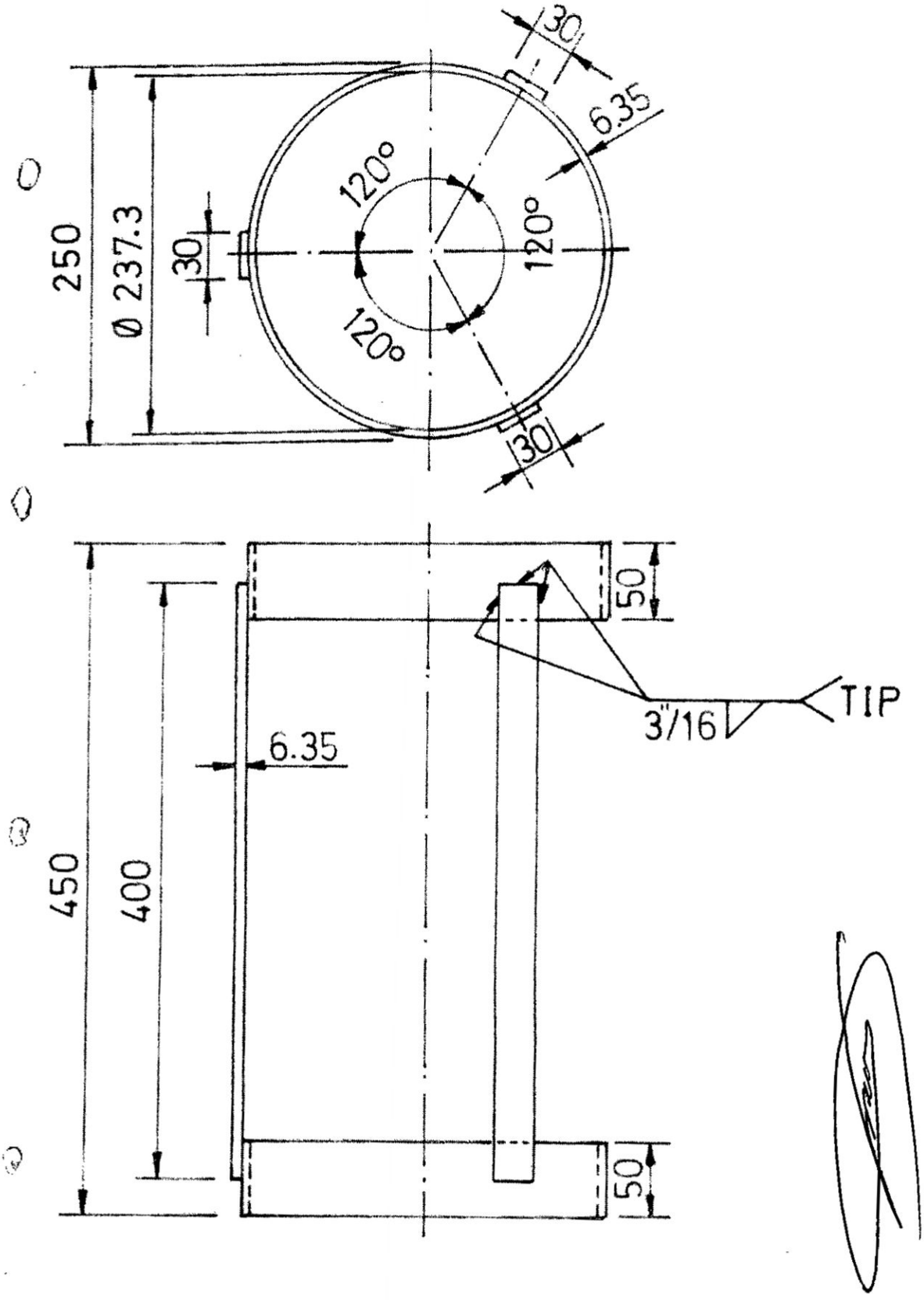
1. PERCUTOR
2. CUERPO DE LA ESPOLETA
3. CEBO PRIMARIO
4. MECANISMO DE RETARDAMIENTO
5. DETONADOR
6. CARGA INICIAL (INICIADOR)

ESPOLETA MECANICA

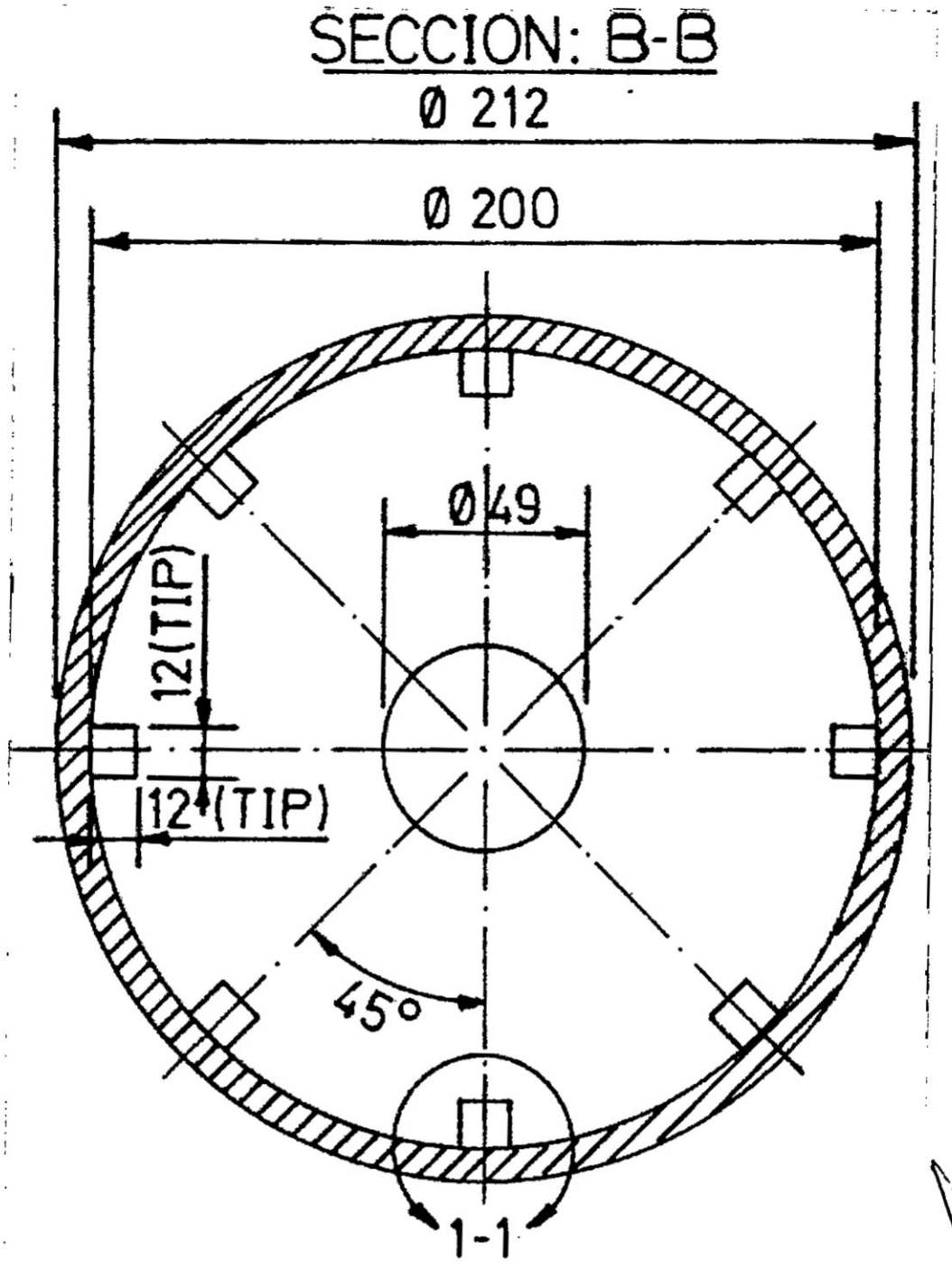
ESCALA 1:5



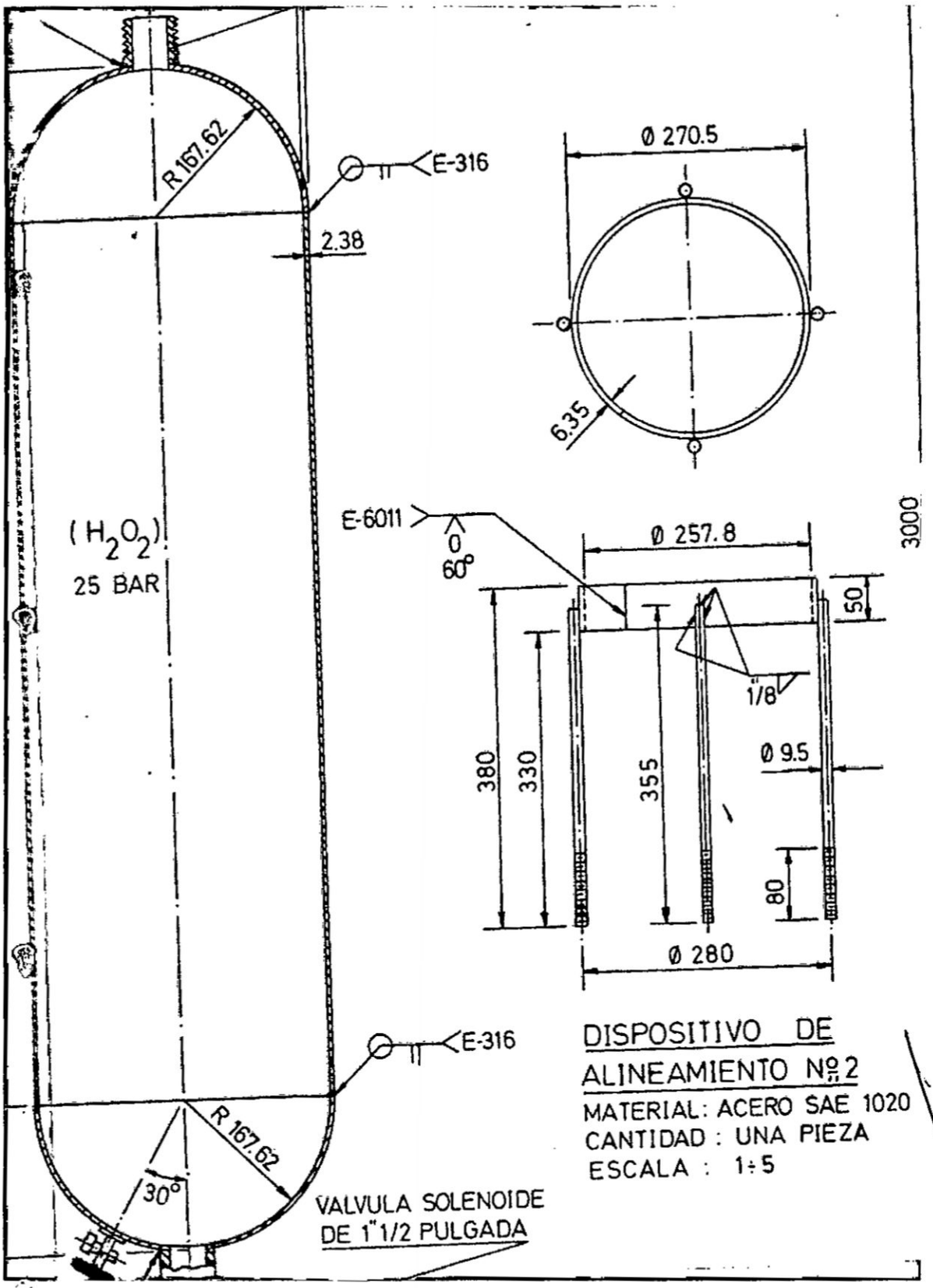
PL-04 Tanque de Nitrógeno comprimido del Cohete de Combustible Líquido Gergón I



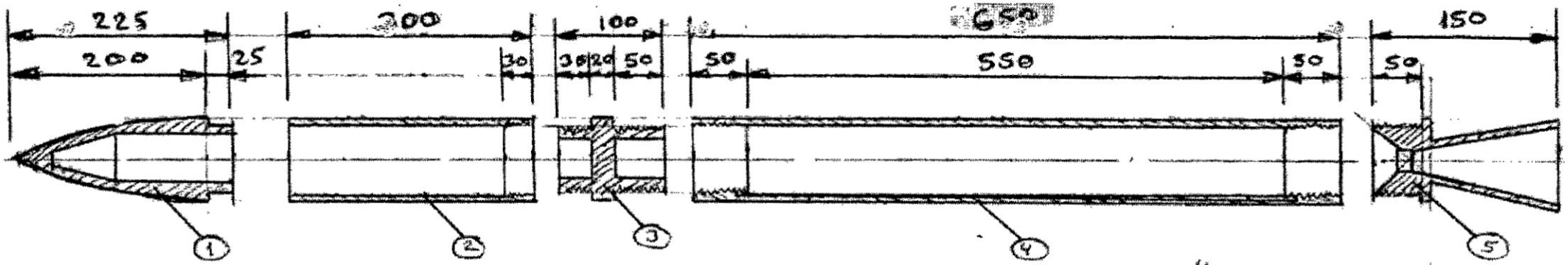
PL-05 Dispositivo de Alineamiento de los Tanques del Cohete de Combustible Líquido Gergón I



PL-06 Soporte del Disco agujereado del Catalizador del Cohete Gergón I



PL-07 Tanque de Peróxido de Hidrógeno y Dispositivo de Alineamiento N.2 del Cohete Gergón I



ESQUEMA DE MONTAJE PARA COHETES "ISULA"

Diseñado por el Ing. Gustavo Ordóñez Cárdenas.

Fecha: 22/09/2007

① - MORRO U OJIVA.

② - FUSELAJE PARA EL SISTEMA DE RECUPERACIÓN

③ - TAPÓN ROSCADO

④ - FUSELAJE PARA LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN

⑤ - TOBERA CONVERGENTE - DIVERGENTE.

(SIN ESCALA)

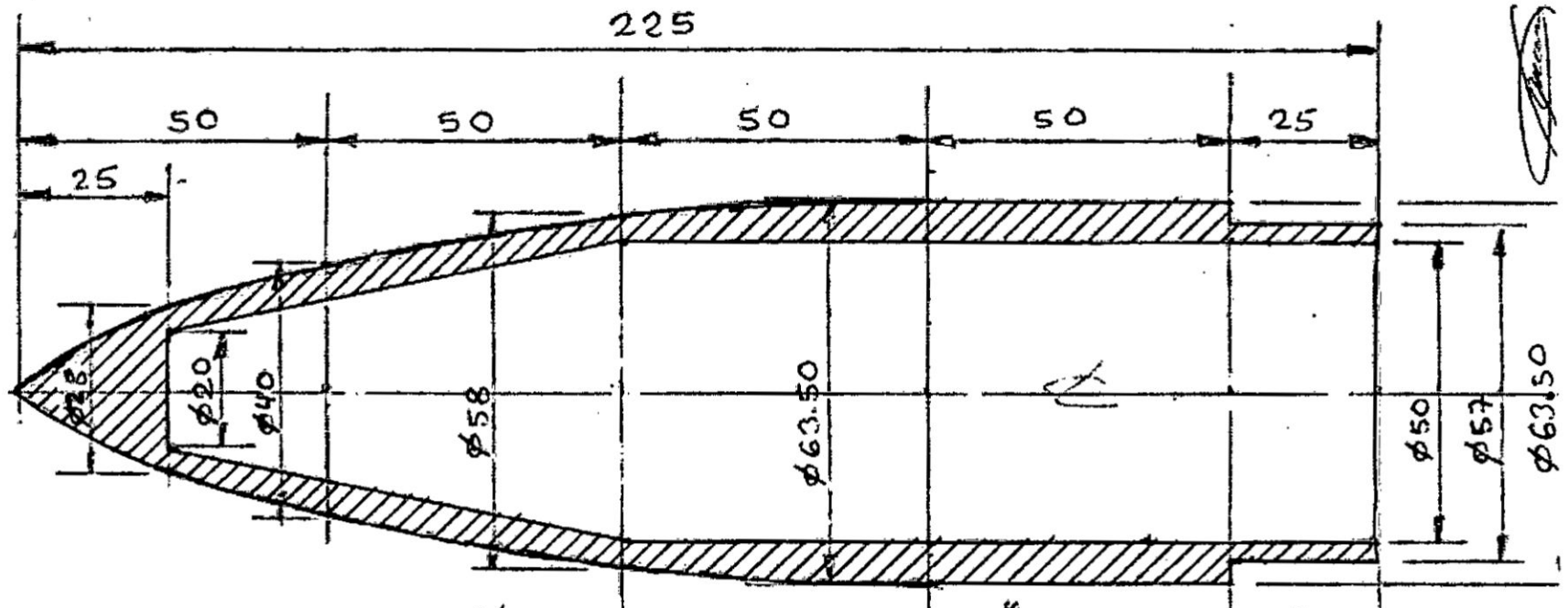
DIAMETRO NOMINAL: $2\frac{1}{2}\Phi$ (ASTM A-192)

204

PL-08 Esquema de Montaje del Cohete de Combustible Sólido Isula I-C

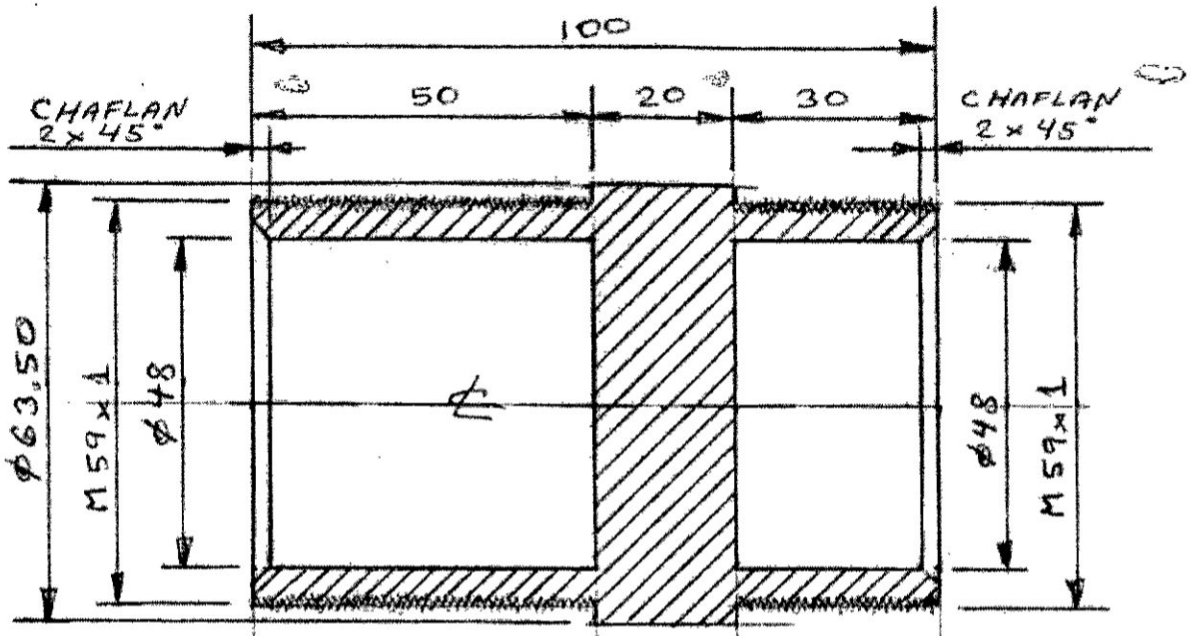
ISULA DE $2\frac{1}{2}$" Ø NOMINAL, ACERO
PARA CALDERAS ASTM A-192

Diseñado por el Ing.
Gustavo Ordóñez Cárdenas.
Fecha: 21/11/2005



MORRO PARA EL COHETE "ISULA I-A"
MATERIAL: ALUMINIO AA-6063 T-5
CANTIDAD: # PIEZAS
PESO:

PL-09 Morro de los Cohetes de Combustible Sólido Isula I-C

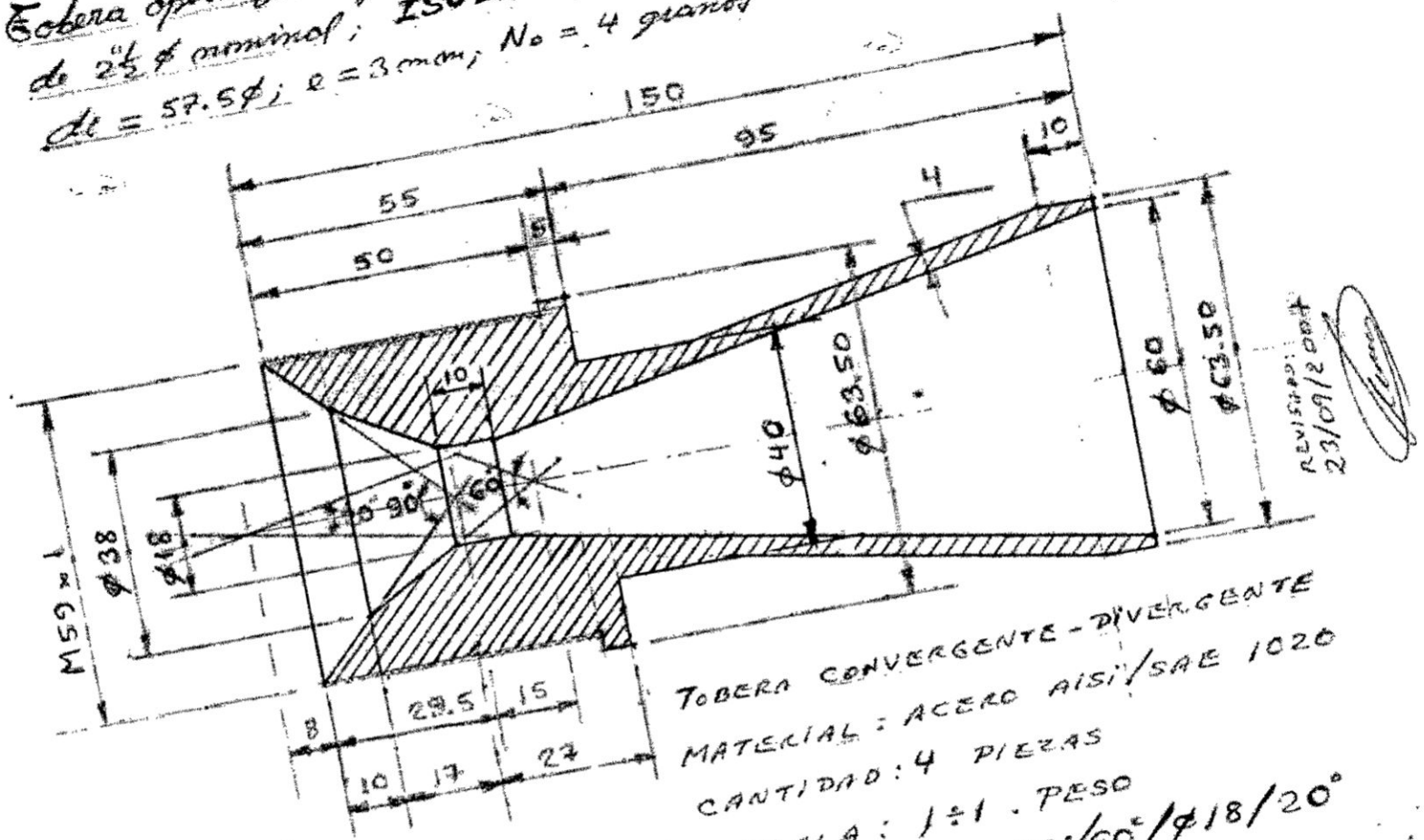


Diseñado por el:
Ing. Gustavo Ordóñez Cárdenas.
Fecha: 19/09/2007

TAPÓN ROSCADO PARA COHETES "ISULA"
MATERIAL: ACERO AISI/SAE 1020
CANTIDAD: 4 PIEZAS
ESCALA: 1 ÷ 1
PESO:

PL-10 Tapón Roscado para Cohetes de Combustible Sólido Isula I-C

Tobera optimizada para el cohete de acero para calderas (ASTM 414)
de 2½ ϕ nominal; "ISULA" I-A, Lf = 1082 mm, do = 63.50ϕ
dt = 57.5ϕ; e = 3 mm; No = 4 granos

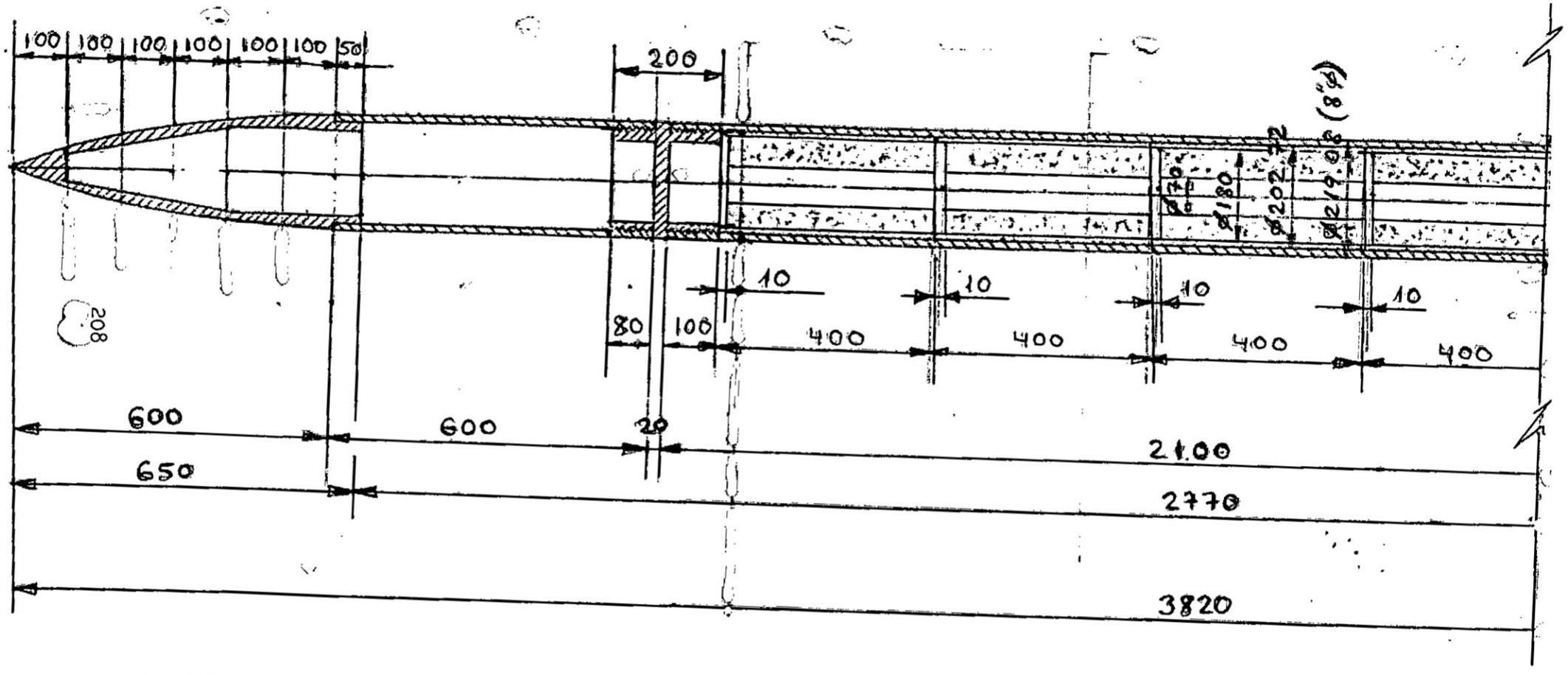


TOBERA CONVERGENTE - DIVERGENTE
MATERIAL: ACERO AISI/SAE 1020
CANTIDAD: 4 PIEZAS
ESCALA: 1÷1 . PESO
TOBERA TIPO: 90°/60°/ϕ18/20°
PESO:

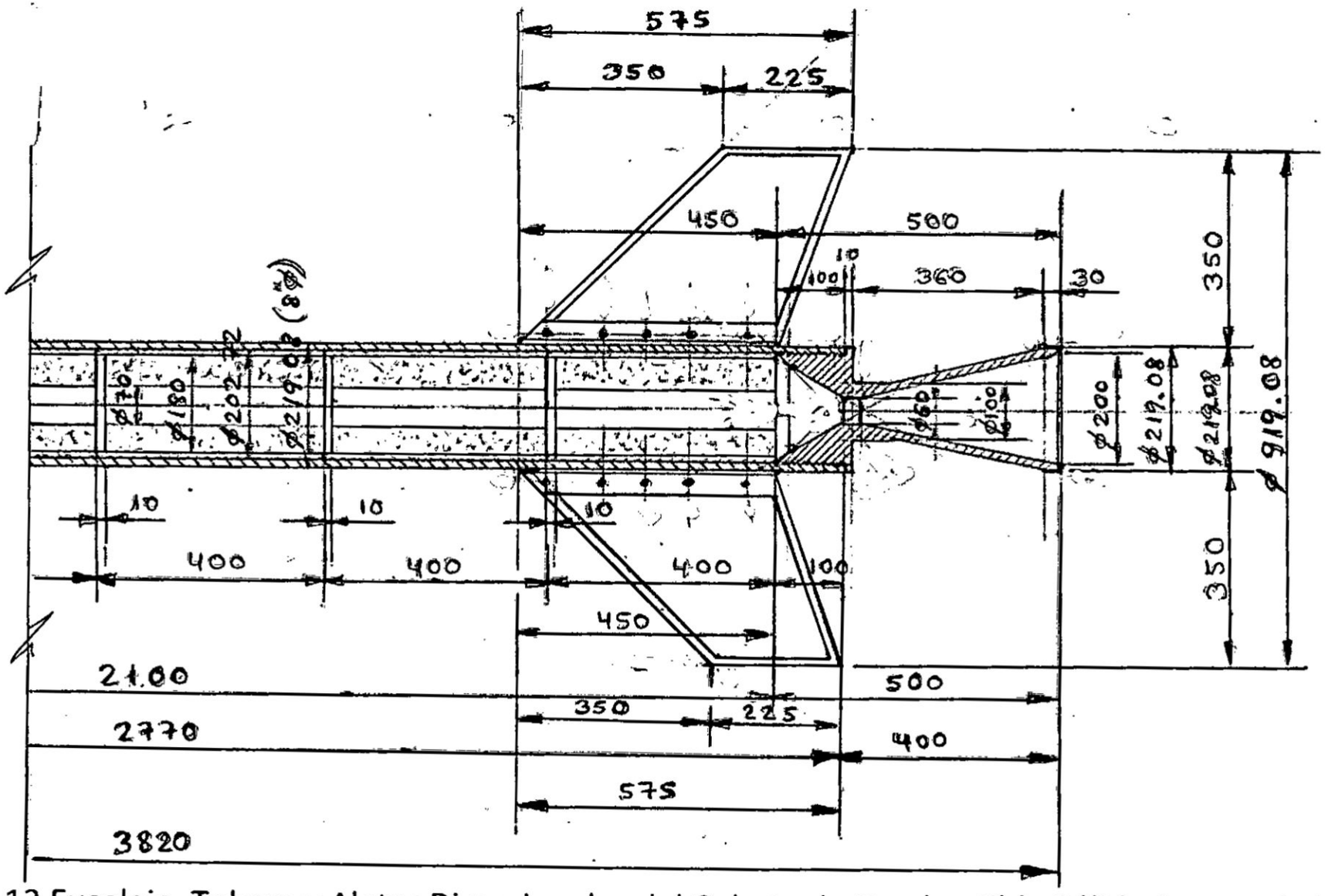
Diseñado por el Ing.
Gustavo Ordóñez Cárdenas
Fecha: 10/02/2006

REVISADO:
23/09/2 006

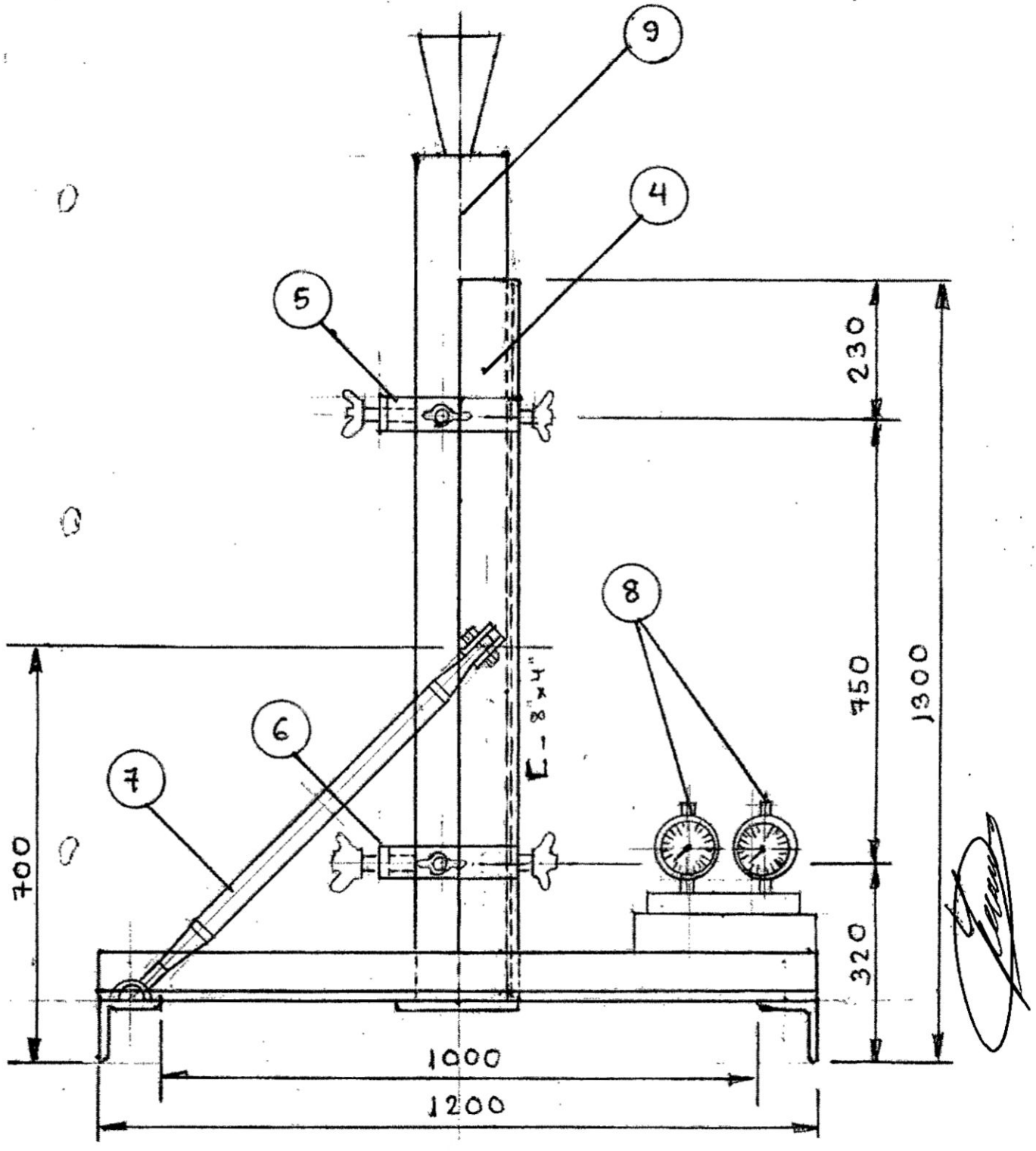
PL-11 Tobera Convergente - Divergente del Cohete de Combustible Sólido Isula I-C



PL-12 Morro, Tapón y Fuselaje delantero del Cohete de Combustible Sólido Anaconda I-A



PL-13 Fuselaje, Tobera y Aletas Direccionales del Cohete de Combustible Sólido Anaconda I-A



PL-15 Banco de Ensayos de Motores Cohete (BEMCO-02)

(Vista Frontal)

BANCO DE ENSAYOS DE MOTORES COHETE

BEMCO – 02:

LEYENDA:

1 .- Soporte longitudinal del Banco
(L – 4" x 4" x ½").

2 .- Soporte transversal del Banco
(L – 3" x 3" x ¼").

3 .- Platinas para soportar el empuje
(4" x ½" x 40").

4 .- Soporte vertical principal del cohete
(C – 8" x 4" x 48").

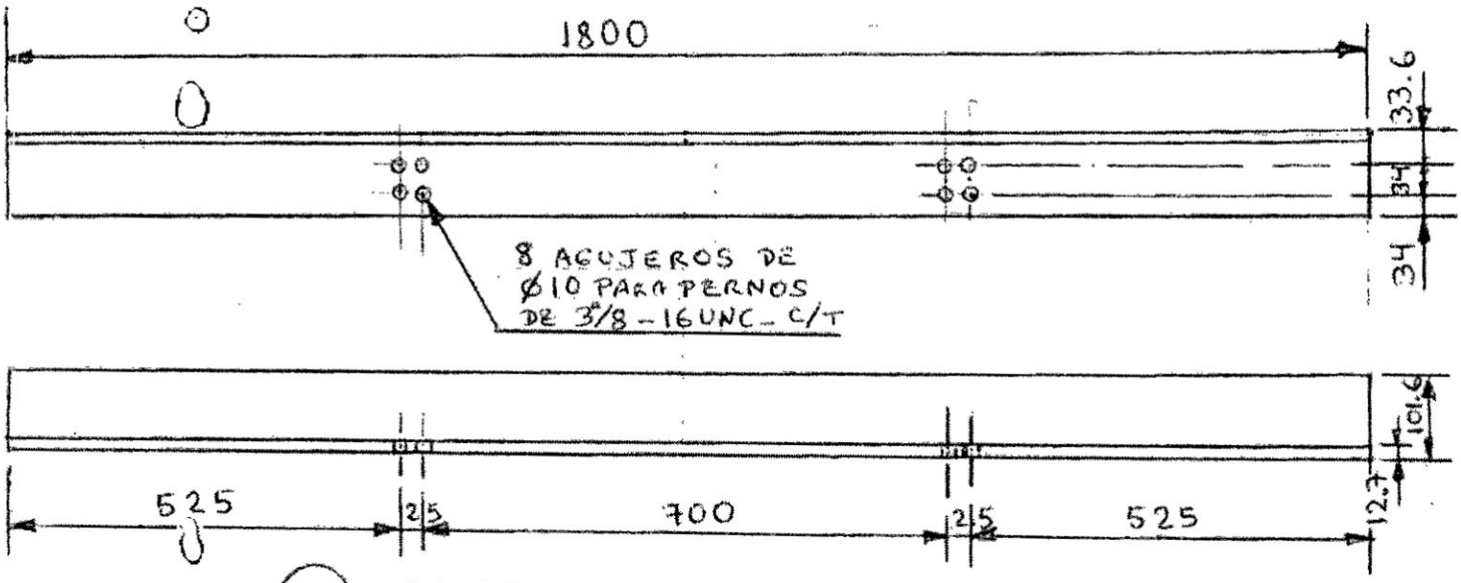
5 .- Dispositivo sujetador superior del cohete
(con 4 pernos de alineamiento).

6 .- Dispositivo sujetador inferior del cohete
(con 4 pernos de alineamiento).

7 .- Pistones amortiguadores del empuje
(de 1 ½" x 30" de longitud).

8 .- Manómetros para la medición directa de la presión en la cámara de combustión y para la medición indirecta del Empuje.

9 .- Motor cohete listo para el ensayo estático.



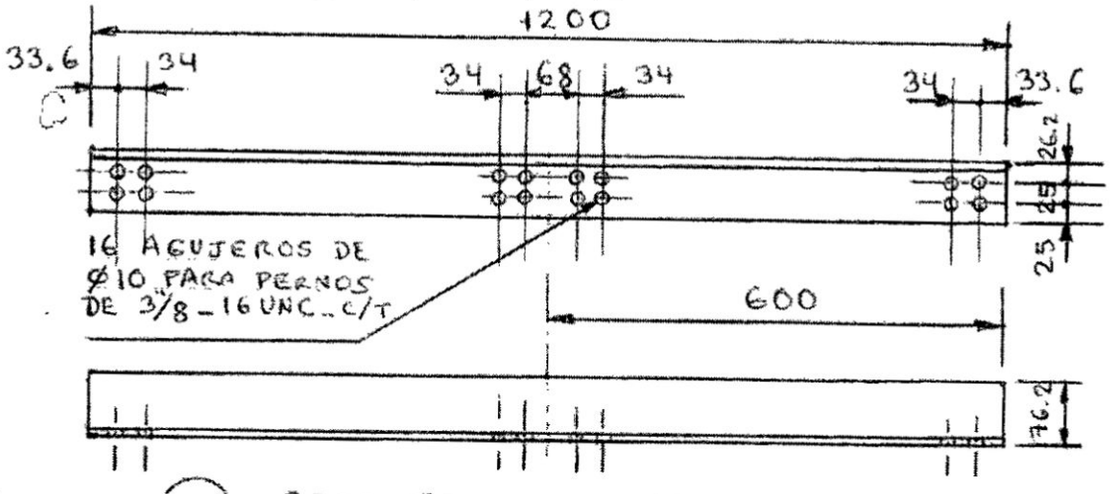
(1) - SOPORTE LONGITUDINAL DEL BANCO

MATERIAL: ACERO ESTRUCTURAL ASTM A-36

L - 4" x 4" x 1/2"

CANTIDAD: 2 PIEZAS

ESCALA : 1 ÷ 10



(2) - SOPORTE TRANSVERSAL DEL BANCO

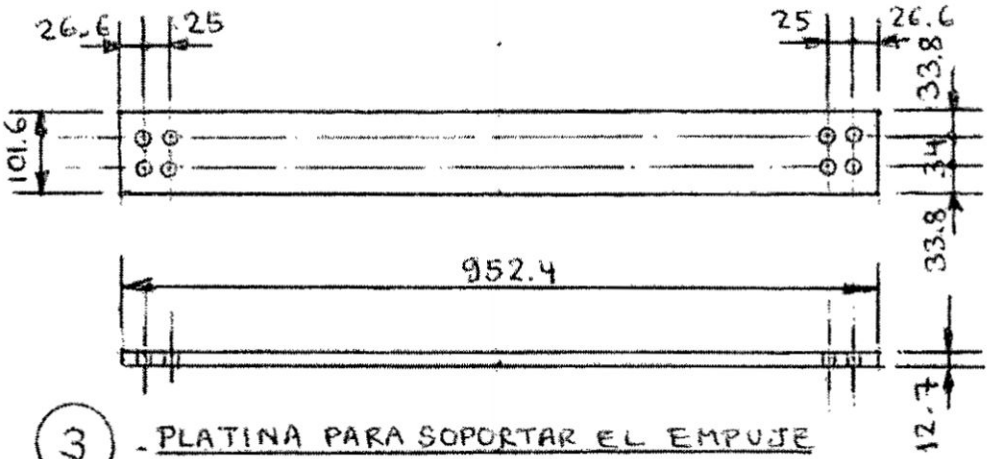
MATERIAL: ACERO ESTRUCTURAL ASTM A-36

L - 3" x 3" x 1/4"

CANTIDAD: 2 PIEZAS

ESCALA : 1 ÷ 10

PL – 16.- Despiece del Banco de Pruebas D-1

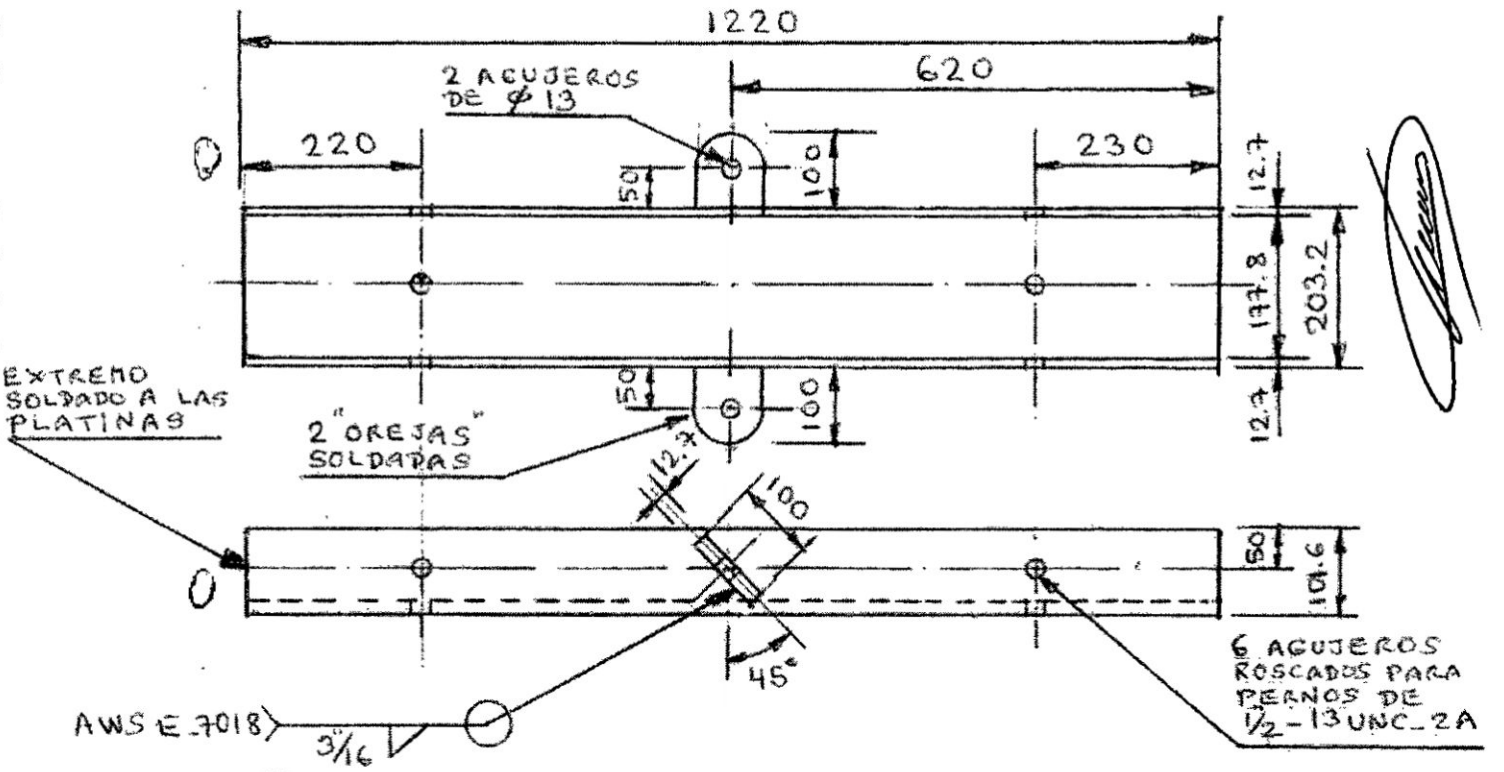


3 - PLATINA PARA SOPORTAR EL EMPUJE

MATERIAL: ACERO ESTRUCTURAL ASTM A-36

CANTIDAD: 2 PIEZAS

ESCALA: 1÷10



4 - SOPORTE VERTICAL PRINCIPAL DEL COHETE

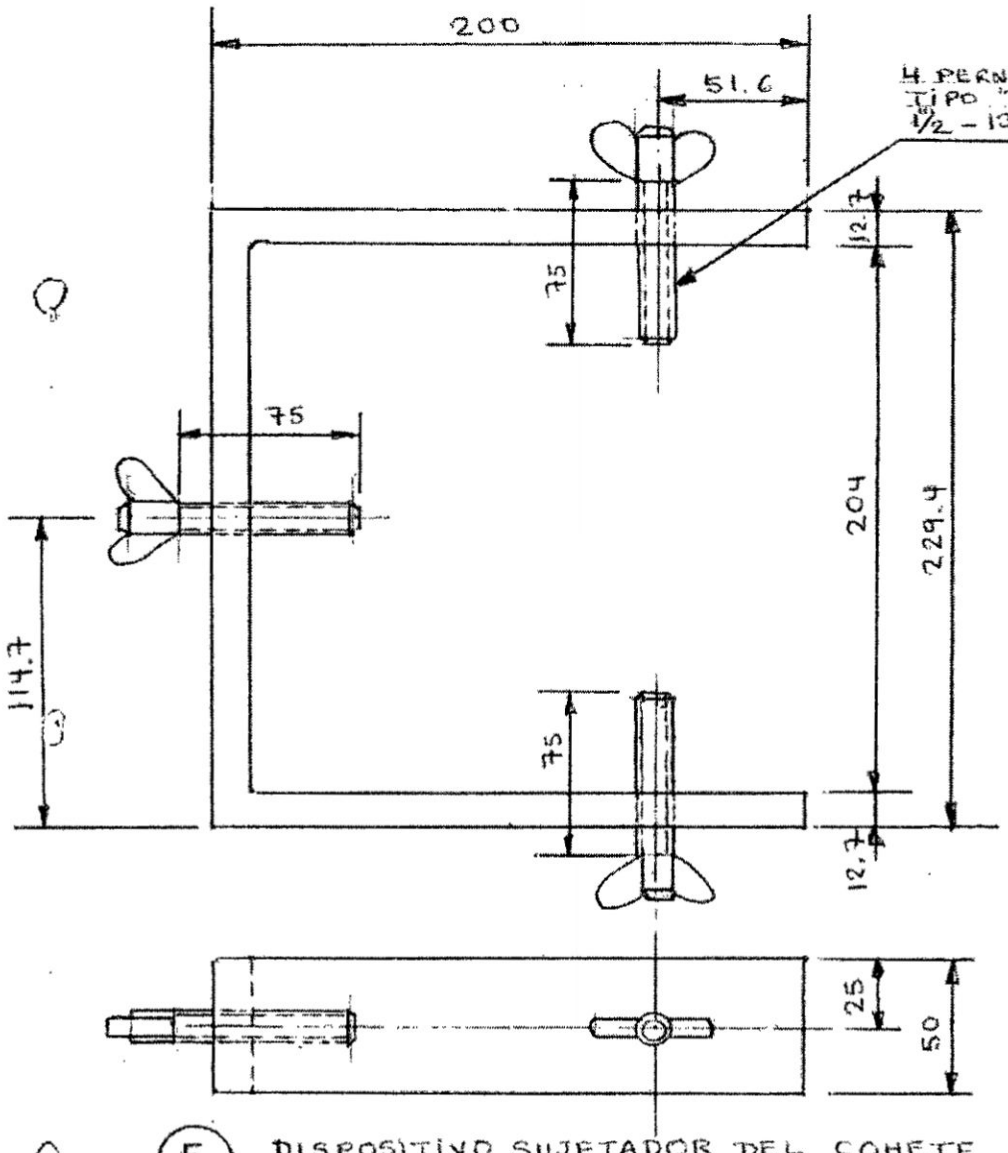
MATERIAL: ACERO ESTRUCTURAL ASTM A-36

C - 8" x 4" x 1/2" x 1220 LONGITUD

CANTIDAD: 1 PIEZA

ESCALA: 1÷10

PL – 17.- Despiece del Banco de Pruebas D-2



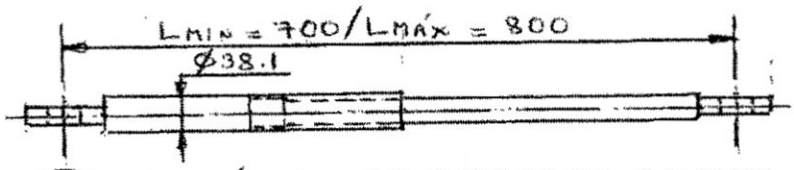
(5) DISPOSITIVO SUJETADOR DEL COHETE

MATERIAL: PLATINA DOBLADA EN "U" DE 1½ x 2" x 630

ACERO ESTRUCTURAL ASTM A-36

CANTIDAD: 2 PIEZAS

ESCALA : 1 ÷ 12.5



(7) PISTÓN AMORTIGUADOR DE EMPUJE

MATERIAL: AMORTIGUADOR STANDARD

Ø - 1½, CARRERA = 100 mm

CANTIDAD: 2 PIEZAS

ESCALA : 1 ÷ 1,0

PL – 18.- Despiece del Banco de Pruebas D-3

9.2.- ANEXOS.

9.2 ANEXOS

9.2.1 Tablas y gráficos en unidades métricas.

Tabla A-01 Rendimiento calculada de algunos líquidos propelentes				
Combinación propelente Oxidante / Combustible	Presión de combustión (kg/cm^2)	Proporción de mezcla	Temperatura de la llama (°C)	Isp (s)
Oxígeno líquido / gasolina	21	2,5	3021	242
Oxígeno gaseoso / gasolina	21	2,5	3172	261
Oxígeno gaseoso / gasolina	35	2,5	3239	279
Oxígeno líquido / JP 4	35	2,2	3249	255
Oxígeno líquido / Alcohol metílico	21	1,25	2860	238
Oxígeno gaseoso / Alcohol metílico	21	1,2	2882	248
Oxígeno líquido / Hidrógeno	21	3,5	2482	363
Ácido Nítrico Rojo Fumante / JP 4	21	4,1	2843	238
Nota: Expansión a 14,7 PSI (1 atmósfera aprox. 1,03 kg/cm^2)				

Tabla A-02 Propiedades de propelentes de cohete seleccionados			
Propelente	Oxígeno Gaseoso	Alcohol Metílico	Gasolina
Fórmula química	O2	CH3OH	C8H18
Peso molecular	32	34,04	114
Color	Sin color	Sin color	Sin color
Efectos en los metales	Ninguno	Ninguno	Ninguno
Riesgo de incendio	Alto	Alto	Alto
Toxicidad	Ninguno	Tóxico	Medio
Densidad	0,00133 g/cm^3	0,7689 g/cm^3	0,7128 g/cm^3
Nota: La densidad del oxígeno gaseoso a otras densidades distintas de las normales puede ser determinada por; $\rho 2 = \rho 1\ (P_2 / P_1)\ (T_1 / T_2)$, donde $P_1 = 1{,}034\ kg/cm^2$, $T_1 = 20\ °C$, $\rho 1 = 0{,}00133\ g/cm^3$			

Tabla A-03. Parámetros de la tobera para varias presiones de la cámara $\gamma = 1,2$, $P_{atm} = 1,034$ kg/cm^2			
Pc (kg/cm^2)	Me	Ae/At	Te/Tc
7	1,95	1,79	0,725
14	2,33	2,74	0,65
21	2,55	3,65	0,606
28	2,73	4,6	0,574
35	2,83	5,28	0,55

Tabla A-04. Capacidad media de carga de tornillos de acero de alta resistencia. FS = 2	
Tamaño del tornillo	Capacidad de carga, kg
10 – 32	680
1/4 – 20	1088
1/4 – 28	1247
3/8 – 16	2630

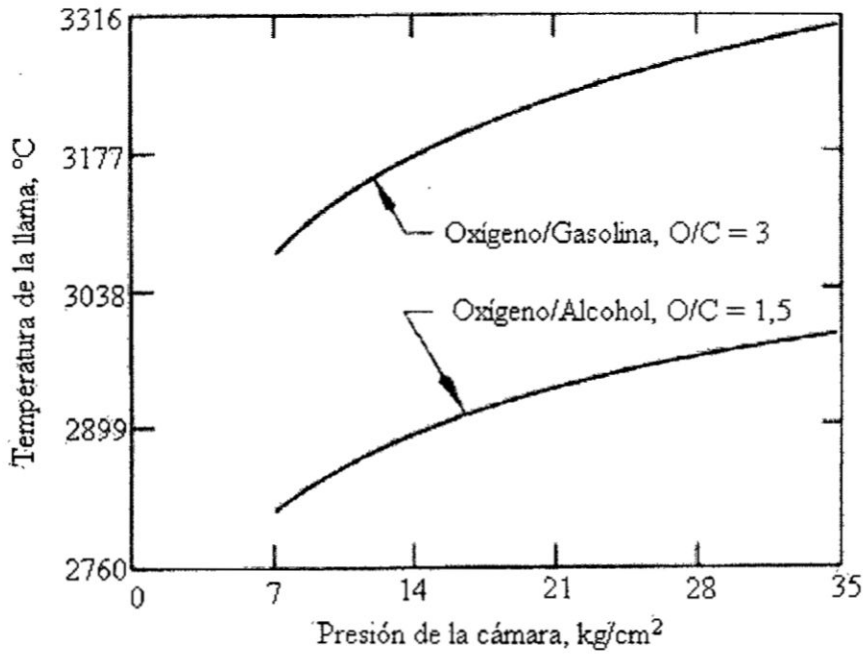


Figura A-01.-Temperatura Vs. Presión en la cámara Para propulsores : Oxigeno/gasolina y Oxigeno/alcohol.

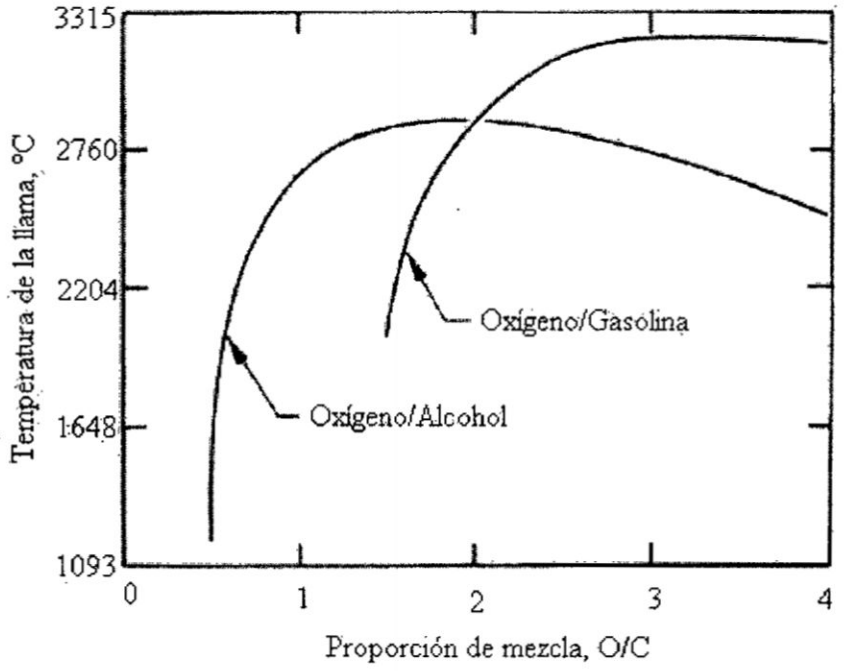


Figura A-02.-Temperatura Vs. Proporción de mezcla para Para propulsores: Oxigeno /gasolina y Oxigeno/alcohol.

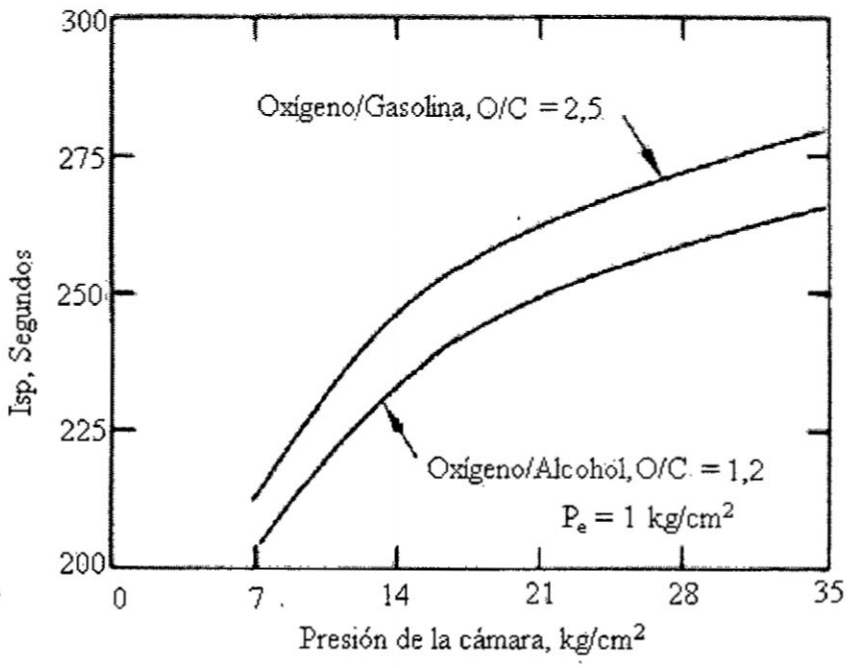


Figura A-03.-Impulso especifico Vs. Presión en la cámara Para propulsores: Oxigeno/gasolina y Oxigeno alcohol.

Símbolo	Magnitud	Unidad
$\dot{m}$	Caudal másico (tasa de transferencia de masa)	kg/s
$\dot{m}_o$	Caudal másico de oxidante	kg/s
$\dot{m}_c$	Caudal másico de combustible	kg/s
E	Empuje del motor	N
Isp	Impulso específico	s (Segundos)
g	Aceleración de la gravedad	9,81 m/s^2
T_c	Temperatura de la cámara	K (Kelvin)
T_g	Temperatura de la garganta	K (Kelvin)
T_s	Temperatura de salida	K (Kelvin)
P_c	Presión de la cámara	kg/cm^2
P_g	Presión de la garganta	kg/cm^2
P_s	Presión de salida	kg/cm^2
A_c	Área de la cámara	cm^2
A_g	Área de la garganta	cm^2
A_s	Área de salida	cm^2
D_c	Diámetro de la cámara	cm
D_g	Diámetro de la garganta	cm
D_s	Diámetro de salida	cm
R	Constante del gas	J/kg K
γ	Relación de calores específicos	adimensional
cte	Constante de conversión	$\frac{1}{98100\ cm^2/m\cdot s^2}$
V_c	Volumen de la cámara	cm^3
L^*	Longitud característica	cm
L_c	Longitud de la cámara	cm
e	Espesor	cm
F_t	Fuerza de tracción	Kg/cm^2
$\dot{Q}$	Tasa de transferencia de calor	W ó J/s
$\dot{q}_A$	Tasa de transferencia de calor por unidad de área	W/cm^2
c_p	Calor específico	J/kg K
ρ	Densidad	g/cm^3
v	Velocidad	m/s
C_d	Coeficiente de contracción de la vena líquida	adimensional

9.2.2 Fórmulas (en orden de uso), magnitudes y unidades en sistema métrico. Las magnitudes son acordes a los libros actuales de termodinámica.

Nº de Ecuación	Ecuación
3	$\dot{m} = \frac{E}{Isp \cdot g}$
5	$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}}{r+1}$
6	$\dot{m}_o = \dot{m} - \dot{m}_c$
9	$T_g = 0{,}909 \cdot T_c$
12	$P_g = 0{,}564 \cdot P_c$
7	$A_g = \frac{\dot{m}}{P_g} \cdot cte \cdot \sqrt{\frac{R \cdot T_g}{\gamma}}$
17	$D_g = \sqrt{\frac{4 \cdot A_g}{\pi}}$
15	$A_s = \frac{A_s}{A_g} \cdot A_g$
18	$D_s = \sqrt{\frac{4 \cdot A_s}{\pi}}$
19	$V_c = L^* \cdot A_g$
21	$V_c = 1{,}1 \cdot (A_c \cdot L_c) \Rightarrow L_c = \frac{V_c}{1{,}1 \cdot A_c}$
23	$e = \frac{P \cdot D}{2 \cdot F_t}$
Sin número	$A = 1{,}1 \cdot [\pi \cdot L_c \cdot (D_c + 2 \cdot e)]$
24	$\dot{Q} = \dot{q}_A \cdot A$
24	$\dot{Q} = c_p \cdot \dot{m} \cdot \Delta T \Rightarrow \dot{m} = \frac{\dot{Q}}{c_p \cdot \Delta T}$
Sin número	$D_2 = \sqrt{\frac{4 \cdot \dot{m}}{v_a \cdot \rho_a \cdot \pi} + D_1^2}$
25	$A = \frac{\dot{m}_c}{C_d \cdot \sqrt{2 \cdot g \cdot \rho_c \cdot \Delta P}}$
Sin número	$A = \frac{\dot{m}_o}{\rho_o \cdot v_o}$

9.2.3 Ejemplo de cálculos de diseño, en unidades métricas.

$P_c = 21$ kg/cm^2.
$E = 88{,}3$ N.
$P_s = 1$ atm $= 1{,}033$kg/cm^2.
Oxidante = oxígeno gaseoso.
Combustible = gasolina.

Paso 1:

Proporción de *O/C* óptima (aproximadamente) = 2,5.
Isp (aproximadamente) = 260 segundos.

$$\dot{m} = \frac{E}{Isp \cdot g} = \frac{88{,}3\ {}^{kg \cdot m}/_{s^2}}{260\ s \cdot 9{,}81\ {}^{m}/_{s^2}} = 0{,}035\ {}^{kg}/_{s}$$

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}}{r+1} = \frac{0{,}035\ {}^{kg}/_{s}}{3{,}5} = 0{,}010\ {}^{kg}/_{s}$$

$$\dot{m}_o = \dot{m} - \dot{m}_c = 0{,}035\ kg - 0{,}010\ kg = 0{,}025\ {}^{kg}/_{s}$$

Paso 2:

$T_c = 3712$ °C $= 3445$ K

$$T_g = 0{,}909 \cdot T_c = 0{,}909 \cdot 3445\ K = 3131{,}5\ K$$

Paso 3:

$$P_g = 0{,}564 \cdot P_c = 0{,}565 \cdot 21\ {}^{kg}/_{cm^2} = 11{,}87\ {}^{kg}/_{cm^2}$$

Paso 4:

$$A_g = \frac{\dot{m}}{P_g} \cdot cte \cdot \sqrt{\frac{R \cdot T_g}{\gamma}}$$

$$A_g = \frac{0{,}035\ {}^{kg}/_{s}}{11{,}87\ {}^{kg}/_{cm^2}} \cdot \frac{1}{98100\ {}^{cm^2}/_{m \cdot s^2}} \cdot \sqrt{\frac{346{,}42\ {}^{J}/_{kg \cdot K} \cdot 3131{,}5\ K}{1{,}2}}$$

$$A_g = \frac{0{,}035\ {}^{kg}/_{s}}{11{,}87\ {}^{kg}/_{cm^2}} \cdot \frac{1}{98100\ {}^{cm^2}/_{m \cdot s^2}} \cdot \sqrt{904011{,}86\ {}^{m^2}/_{s^2}}$$

$$A_g = \frac{0{,}035\ {}^{kg}/_{s}}{11{,}87\ {}^{kg}/_{cm^2}} \cdot \frac{1}{98100\ {}^{cm^2}/_{m \cdot s^2}} \cdot 950{,}8\ {}^{m}/_{s} = 0{,}0000285\ m^2 = 0{,}285\ cm^2$$

Paso 5:

$$D_g = \sqrt{\frac{4 \cdot A_g}{\pi}} = \sqrt{0{,}3628\ cm^2} = 0{,}6\ \ cm$$

Paso 6:

$$\frac{A_s}{A_g} = 3{,}65$$

$$A_s = \frac{A_s}{A_g} \cdot A_g = 3{,}65 \cdot 0{,}285\ cm^2 = 1{,}04\ \ cm^2$$

Paso 7:

$$D_s = \sqrt{\frac{4 \cdot A_s}{\pi}} = \sqrt{1{,}324\ cm^2} = 1{,}15\ \ cm$$

Paso 8:

$L^* = 152{,}4$ cm

$$V_c = L^* \cdot A_g = 152{,}4\ cm \cdot 0{,}285\ cm^2 = 43{,}43\ \ cm^3$$

Paso 9:

$$V_c = 1{,}1 \cdot (A_c \cdot L_c)$$

$D_c = 3{,}05\ cm$; $A_c = 7{,}3$ cm^2

$$L_c = \frac{V_c}{1{,}1 \cdot A_c} = \frac{43{,}43\ cm^3}{1{,}1 \cdot 7{,}3\ cm^2} = 5{,}41\ \ cm$$

Paso 10:

$$e = \frac{P \cdot D}{2 \cdot F_t} = \frac{21\ {}^{kg}/_{cm^2} \cdot 3{,}05\ cm}{2 \cdot 562{,}46\ {}^{kg}/_{cm^2}}$$

$$e = 0{,}057\ \ cm$$

$e = 0{,}24$ cm

Paso 11:

$$A = \pi \cdot L_c \cdot (D_c + 2 \cdot e) + \text{área del cono de la tobera}$$
$$A = \pi \cdot 5{,}41\,cm \cdot (3{,}05\,cm + 2 \cdot 0{,}24\,cm) + \text{área del cono de la tobera}$$
$$A = 60\ cm^2 + \text{área del cono de la tobera}$$

$$A = 1{,}1 \cdot 60\ cm^2 = 66\ cm^2$$

$\dot{q}_A$ = 490,84 W / cm^2 o J / cm^2 s.

$$\dot{Q} = \dot{q}_A \cdot A = 490{,}84\,{}^{W}\!/_{cm^2} \cdot 66\,cm^2 = 32395{,}44\ W$$

Paso 12:

ΔT = 22,22 K

$$\dot{Q} = c_p \cdot \dot{m} \cdot \Delta T \Rightarrow \dot{m} = \frac{\dot{Q}}{c_p \cdot \Delta T}$$

$$\dot{m} = \frac{32395{,}44\,W}{4183\,{}^{W \cdot s}\!/_{kg \cdot K} \cdot 22{,}22\,K} = 0{,}35\ {}^{kg}\!/_{s}$$

Paso 13:

$$D_1 = D_c + 2 \cdot t_w = 3{,}05\,cm + 2 \cdot 0{,}24\,cm = 3{,}53\ cm$$

$$D_2 = \sqrt{\frac{4 \cdot \dot{m}}{v_a \cdot \rho_a \cdot \pi} + D_1^2}$$

$$D_2 = \sqrt{\frac{4 \cdot 0{,}35\,{}^{kg}\!/_{s}}{914{,}4\,{}^{cm}\!/_{s} \cdot 0{,}001\,{}^{kg}\!/_{cm^3} \cdot \pi} + (3{,}53\,cm)^2}$$

$$D_2 = \sqrt{12{,}95\,cm^2} = 3{,}6\,cm$$
$$D_2 - D_1 = 0{,}07\ cm$$

El espacio para el flujo de agua es de 0,035 cm.

Paso 14:

$$\dot{m}_c = 0{,}010\ {}^{kg}/_{s} = 0{,}6\ {}^{kg}/_{\min} = 0{,}842\ {}^{l}/_{\min}$$

$C_d = 0{,}7$

$$A = \frac{\dot{m}_c}{C_d \cdot \sqrt{2 \cdot g \cdot \rho_c \cdot \Delta P}}$$

$$A = \frac{0{,}010\ {}^{kg}/_{s}}{0{,}7 \cdot \sqrt{2 \cdot 9{,}81\ {}^{m}/_{s^2} \cdot 712{,}8\ {}^{kg}/_{m^3} \cdot 70306{,}96\ {}^{kg}/_{m^2}}}$$

$$A = \frac{0{,}010\ {}^{kg}/_{s}}{0{,}7 \cdot 31356{,}86\ {}^{kg}/_{s \cdot m^2}} = 0{,}000000455\ m^2$$

$$A = 0{,}00455\ cm^2$$

Un agujero de inyección usado

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot A}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0{,}00455\ cm^2}{\pi}} = 0{,}076\ cm$$

Dos agujeros de inyección

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot A}{\pi \cdot 2}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0{,}00455\ cm^2}{\pi \cdot 2}} = 0{,}054\ cm\ 0{,}054\ \text{cm}$$

Paso 15:

v_o = 60,96 m/s = 6096 cm/s.

$$\rho_2 = \rho_1 \cdot \frac{P_2}{P_1}$$

$$\rho_2 = 0{,}00133\ {}^{g}/_{cm^3} \cdot \frac{28120\ {}^{g}/_{cm^2}}{1033\ {}^{g}/_{cm^2}}$$

$$\rho_2 = 0{,}0362\ {}^{g}/_{cm^2}$$

36,178 kg / m^3

$$A = \frac{\dot{m}_o}{\rho_o \cdot v_o}$$

$$A = \frac{25\ {}^{g}/_{s}}{0{,}0362\ {}^{g}/_{cm^3} \cdot 6096\ {}^{cm}/_{s}} = 0{,}1133\ cm^2$$

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot A}{\pi \cdot 4}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0{,}1133\ cm^2}{\pi \cdot 4}} = 0{,}19\ cm$$

9.2.4 Tablas de conversión y estándares americanos.

Conversión de presiones	
Psi	kg/cm^2
10	0,70
14,7	1,03
20	1,40
30	2,10
40	2,80
50	3,50
60	4,20
70	4,90
80	5,60
90	6,30
100	7,00
110	7,70
120	8,40
130	9,10
140	9,80
150	10,50
160	11,20
170	11,90
180	12,60
190	13,30
200	14,00
210	14,70
220	15,40
230	16,10
240	16,80
250	17,50
260	18,20
270	18,90
280	19,60
290	20,30
300	21,00
310	21,70
320	22,40
330	23,10
340	23,80
350	24,50
360	25,20
370	25,90
380	26,60
390	27,30
400	28,00
410	28,70
420	29,40
430	30,10
440	30,80
450	31,50
460	32,20
470	32,90
480	33,60
490	34,30
500	35,00
1800	126,00

Conversión de temperaturas			
°F	°R	°C	K
68	527,67	20,00	293,15
100	559,67	37,78	310,93
200	659,67	93,33	366,48
300	759,67	148,89	422,04
400	859,67	204,44	477,59
500	959,67	260,00	533,15
600	1059,67	315,56	588,71
700	1159,67	371,11	644,26
800	1259,67	426,67	699,82
900	1359,67	482,22	755,37
1000	1459,67	537,78	810,93
1100	1559,67	593,33	866,48
1200	1659,67	648,89	922,04
1300	1759,67	704,44	977,59
1400	1859,67	760,00	1033,15
1500	1959,67	815,56	1088,71
1600	2059,67	871,11	1144,26
1700	2159,67	926,67	1199,82
1800	2259,67	982,22	1255,37
1900	2359,67	1037,78	1310,93
2000	2459,67	1093,33	1366,48
2100	2559,67	1148,89	1422,04
2200	2659,67	1204,44	1477,59
2300	2759,67	1260,00	1533,15
2400	2859,67	1315,56	1588,71
2500	2959,67	1371,11	1644,26
2600	3059,67	1426,67	1699,82
2700	3159,67	1482,22	1755,37
2800	3259,67	1537,78	1810,93
2900	3359,67	1593,33	1866,48
3000	3459,67	1648,89	1922,04
3100	3559,67	1704,44	1977,59
3200	3659,67	1760,00	2033,15
3300	3759,67	1815,56	2088,71
3400	3859,67	1871,11	2144,26
3500	3959,67	1926,67	2199,82
3600	4059,67	1982,22	2255,37
3700	4159,67	2037,78	2310,93
3800	4259,67	2093,33	2366,48
3900	4359,67	2148,89	2422,04
4000	4459,67	2204,44	2477,59
4100	4559,67	2260,00	2533,15
4200	4659,67	2315,56	2588,71
4300	4759,67	2371,11	2644,26
4400	4859,67	2426,67	2699,82
4500	4959,67	2482,22	2755,37
4600	5059,67	2537,78	2810,93
4700	5159,67	2593,33	2866,48
4800	5259,67	2648,89	2922,04
4900	5359,67	2704,44	2977,59
5000	5459,67	2760,00	3033,15
5100	5559,67	2815,56	3088,71
5200	5659,67	2871,11	3144,26
5300	5759,67	2926,67	3199,82
5400	5859,67	2982,22	3255,37
5500	5959,67	3037,78	3310,93
5600	6059,67	3093,33	3366,48
5700	6159,67	3148,89	3422,04
5800	6259,67	3204,44	3477,59
5900	6359,67	3260,00	3533,15
6000	6459,67	3315,56	3588,71

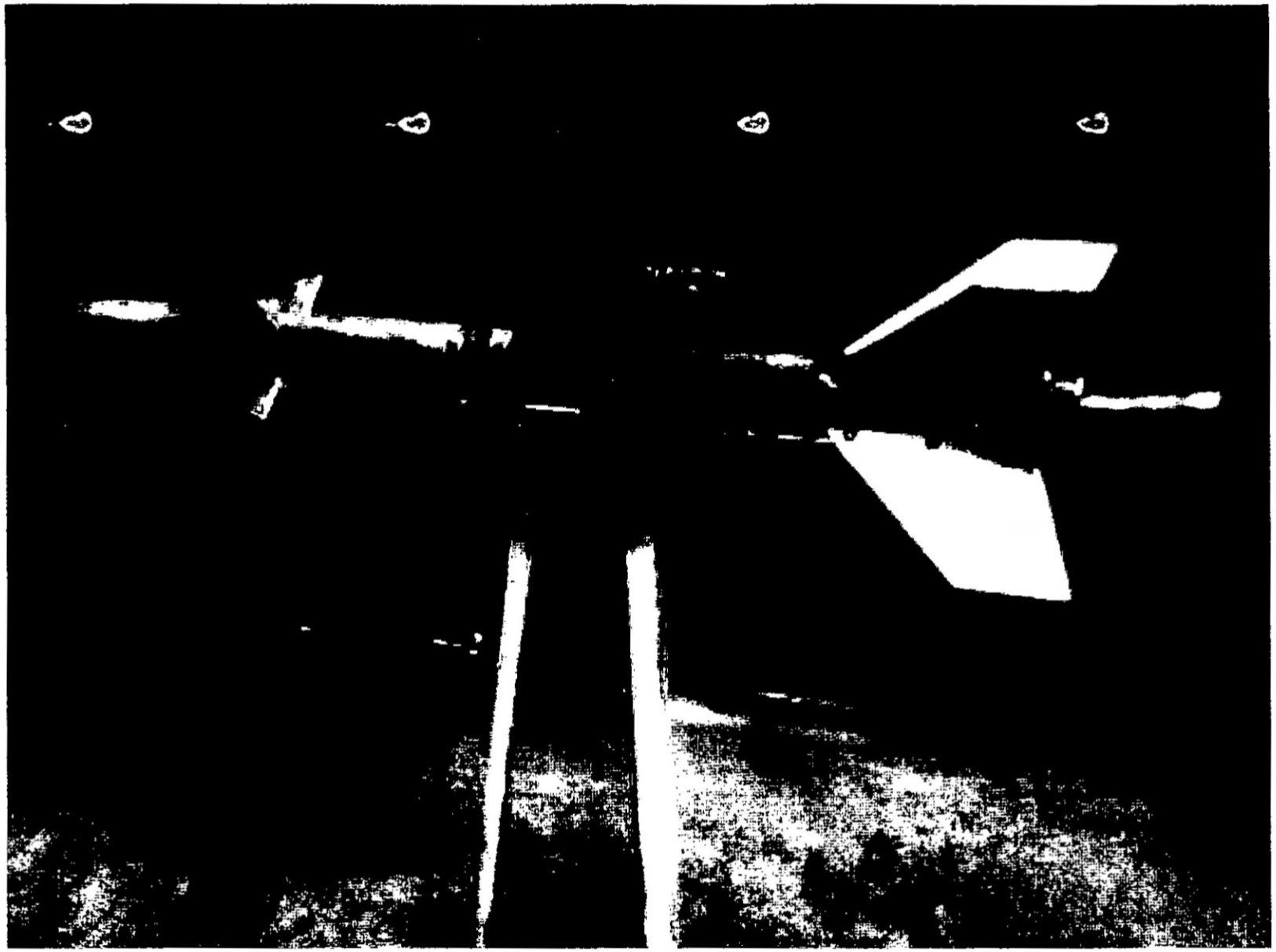
Conversión de pulgadas y fracciones de pulgada								
", in, Pulgadas		1/16	1/8	3/16	1/4	5/16	3/8	7/16
0	mm	1,6	3,2	4,8	6,4	7,9	9,5	11,1
1	25,4	27,0	28,6	30,2	31,8	33,3	34,9	36,5
2	50,8	52,4	54,0	55,6	57,2	58,7	60,3	61,9
3	76,2	77,8	79,4	81,0	82,6	84,1	85,7	87,3
4	101,6	103,2	104,8	106,4	108,0	109,5	111,1	112,7
5	127,0	128,6	130,2	131,8	133,4	134,9	136,5	138,1

", in, Pulgadas		1/2	9/16	5/8	11/16	3/4	13/16	7/8	15/16
0	mm	12,7	14,3	15,9	17,5	19,1	20,6	22,2	23,8
1	25,4	38,1	39,7	41,3	42,9	44,5	46,0	47,6	49,2
2	50,8	63,5	65,1	66,7	68,3	69,9	71,4	73,0	74,6
3	76,2	88,9	90,5	92,1	93,7	95,3	96,8	98,4	100,0
4	101,6	114,3	115,9	117,5	119,1	120,7	122,2	123,8	125,4
5	127,0	139,7	141,3	142,9	144,5	146,1	147,6	149,2	150,8

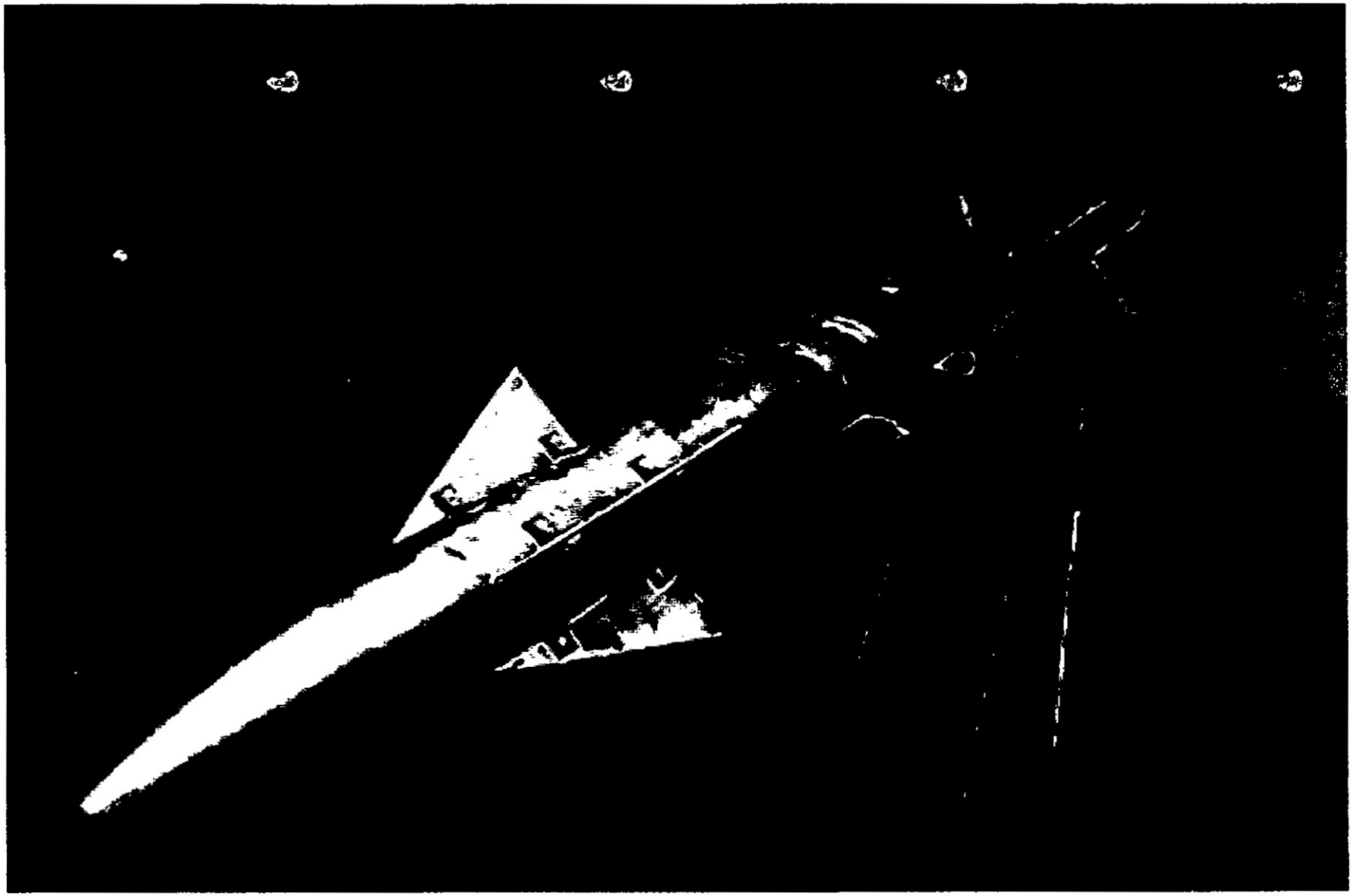
Números de mechas Estándar Estadounidense			
N°	Pulg.	cm	mm
1	0,2280	0,57912	5,7912
2	0,2210	0,56134	5,6134
3	0,2130	0,54102	5,4102
4	0,2090	0,53086	5,3086
5	0,2055	0,52197	5,2197
6	0,2040	0,51816	5,1816
7	0,2010	0,51054	5,1054
8	0,1990	0,50546	5,0546
9	0,1960	0,49784	4,9784
10	0,1935	0,49149	4,9149
11	0,1910	0,48514	4,8514
12	0,1890	0,48006	4,8006
13	0,1850	0,46990	4,6990
14	0,1820	0,46228	4,6228
15	0,1800	0,45720	4,5720
16	0,1770	0,44958	4,4958
17	0,1730	0,43942	4,3942
18	0,1695	0,43053	4,3053
19	0,1660	0,42164	4,2164
20	0,1610	0,40894	4,0894
21	0,1590	0,40386	4,0386
22	0,1570	0,39878	3,9878
23	0,1540	0,39116	3,9116
24	0,1520	0,38608	3,8608
25	0,1495	0,37973	3,7973
26	0,1470	0,37338	3,7338
27	0,1440	0,36576	3,6576
28	0,1405	0,35687	3,5687
29	0,1360	0,34544	3,4544
30	0,1285	0,32639	3,2639
31	0,1200	0,30480	3,0480
32	0,1160	0,29464	2,9464
33	0,1130	0,28702	2,8702
34	0,1110	0,28194	2,8194
35	0,1100	0,27940	2,7940
36	0,1065	0,27051	2,7051
37	0,1040	0,26416	2,6416
38	0,1015	0,25781	2,5781
39	0,0995	0,25273	2,5273
40	0,0980	0,24892	2,4892
41	0,0960	0,24384	2,4384
42	0,0935	0,23749	2,3749
43	0,0890	0,22606	2,2606
44	0,0860	0,21844	2,1844
45	0,0820	0,20828	2,0828
46	0,0810	0,20574	2,0574
47	0,0785	0,19939	1,9939
48	0,0760	0,19304	1,9304
49	0,0730	0,18542	1,8542
50	0,0700	0,17780	1,7780
51	0,0670	0,17018	1,7018
52	0,0635	0,16129	1,6129
53	0,0595	0,15113	1,5113
54	0,0550	0,13970	1,3970
55	0,0520	0,13208	1,3208
56	0,0465	0,11811	1,1811
57	0,0430	0,10922	1,0922
58	0,0420	0,10668	1,0668
59	0,0410	0,10414	1,0414
60	0,0400	0,10160	1,0160
61	0,0390	0,09906	0,9906
62	0,0380	0,09652	0,9652
63	0,0370	0,09398	0,9398
64	0,0360	0,09144	0,9144
65	0,0350	0,08890	0,8890
66	0,0330	0,08382	0,8382
67	0,0320	0,08128	0,8128
68	0,0310	0,07874	0,7874
69	0,0292	0,07417	0,7417
70	0,0280	0,07112	0,7112
71	0,0260	0,06604	0,6604
72	0,0250	0,06350	0,6350
73	0,0240	0,06096	0,6096
74	0,0225	0,05715	0,5715
75	0,0210	0,05334	0,5334
76	0,0200	0,05080	0,5080
77	0,0180	0,04572	0,4572
78	0,0160	0,04064	0,4064
79	0,0145	0,03683	0,3683
80	0,0135	0,03429	0,3429

Cables y alambres por números Estándar Estadounidense			
Nº	Diám, Pulg	Diám, cm	Diám, mm
*0000	0,46000	1,16840	11,6840
*000	0,40964	1,04049	10,4049
*00	0,36480	0,92658	9,2658
*0	0,32486	0,82515	8,2515
1	0,28930	0,73481	7,3481
2	0,25763	0,65437	6,5437
3	0,22942	0,58273	5,8273
4	0,20431	0,51894	5,1894
5	0,18194	0,46213	4,6213
6	0,16202	0,41154	4,1154
7	0,14429	0,36648	3,6648
8	0,12849	0,32636	3,2636
9	0,11442	0,29064	2,9064
10	0,10190	0,25882	2,5882
11	0,09074	0,23048	2,3048
12	0,08081	0,20525	2,0525
13	0,07196	0,18278	1,8278
14	0,06408	0,16277	1,6277
15	0,05707	0,14495	1,4495
16	0,05082	0,12908	1,2908
17	0,04526	0,11495	1,1495
18	0,04030	0,10237	1,0237
19	0,03589	0,09116	0,9116
20	0,03196	0,08118	0,8118
21	0,02846	0,07229	0,7229
22	0,02535	0,06438	0,6438
23	0,02257	0,05733	0,5733
24	0,02010	0,05106	0,5106
25	0,01790	0,04547	0,4547
26	0,01594	0,04049	0,4049
27	0,01420	0,03606	0,3606
28	0,01264	0,03211	0,3211
29	0,01126	0,02859	0,2859
30	0,01003	0,02546	0,2546
31	0,00893	0,02268	0,2268
32	0,00795	0,02019	0,2019
33	0,00708	0,01798	0,1798
34	0,00630	0,01601	0,1601
35	0,00561	0,01426	0,1426
36	0,00500	0,01270	0,1270
37	0,00445	0,01131	0,1131
38	0,00397	0,01007	0,1007
39	0,00353	0,00897	0,0897
40	0,00314	0,00799	0,0799
41	0,00280	0,00711	0,0711
42	0,00249	0,00633	0,0633
43	0,00222	0,00564	0,0564
44	0,00198	0,00502	0,0502
45	0,00176	0,00447	0,0447
46	0,00157	0,00398	0,0398
47	0,00140	0,00355	0,0355
48	0,00124	0,00316	0,0316
49	0,00111	0,00281	0,0281
50	0,00099	0,00251	0,0251
51	0,00088	0,00223	0,0223
52	0,00078	0,00199	0,0199
53	0,00070	0,00177	0,0177
54	0,00062	0,00158	0,0158
55	0,00055	0,00140	0,0140
56	0,00049	0,00125	0,0125
57	0,00044	0,00111	0,0111
58	0,00039	0,00099	0,0099
59	0,00035	0,00088	0,0088
60	0,00031	0,00079	0,0079
61	0,00028	0,00070	0,0070
62	0,00025	0,00062	0,0062
63	0,00022	0,00055	0,0055
64	0,00019	0,00049	0,0049
65	0,00017	0,00044	0,0044
66	0,00015	0,00039	0,0039
67	0,00014	0,00035	0,0035
68	0,00012	0,00031	0,0031
69	0,00011	0,00028	0,0028
70	0,00010	0,00025	0,0025
71	0,00009	0,00022	0,0022
72	0,00008	0,00020	0,0020
73	0,00007	0,00017	0,0017
74	0,00006	0,00016	0,0016
75	0,00005	0,00014	0,0014
76	0,00005	0,00012	0,0012
77	0,00004	0,00011	0,0011
78	0,00004	0,00010	0,0010
79	0,00003	0,00009	0,0009
80	0,00003	0,00008	0,0008

9.3.- FOTOS.



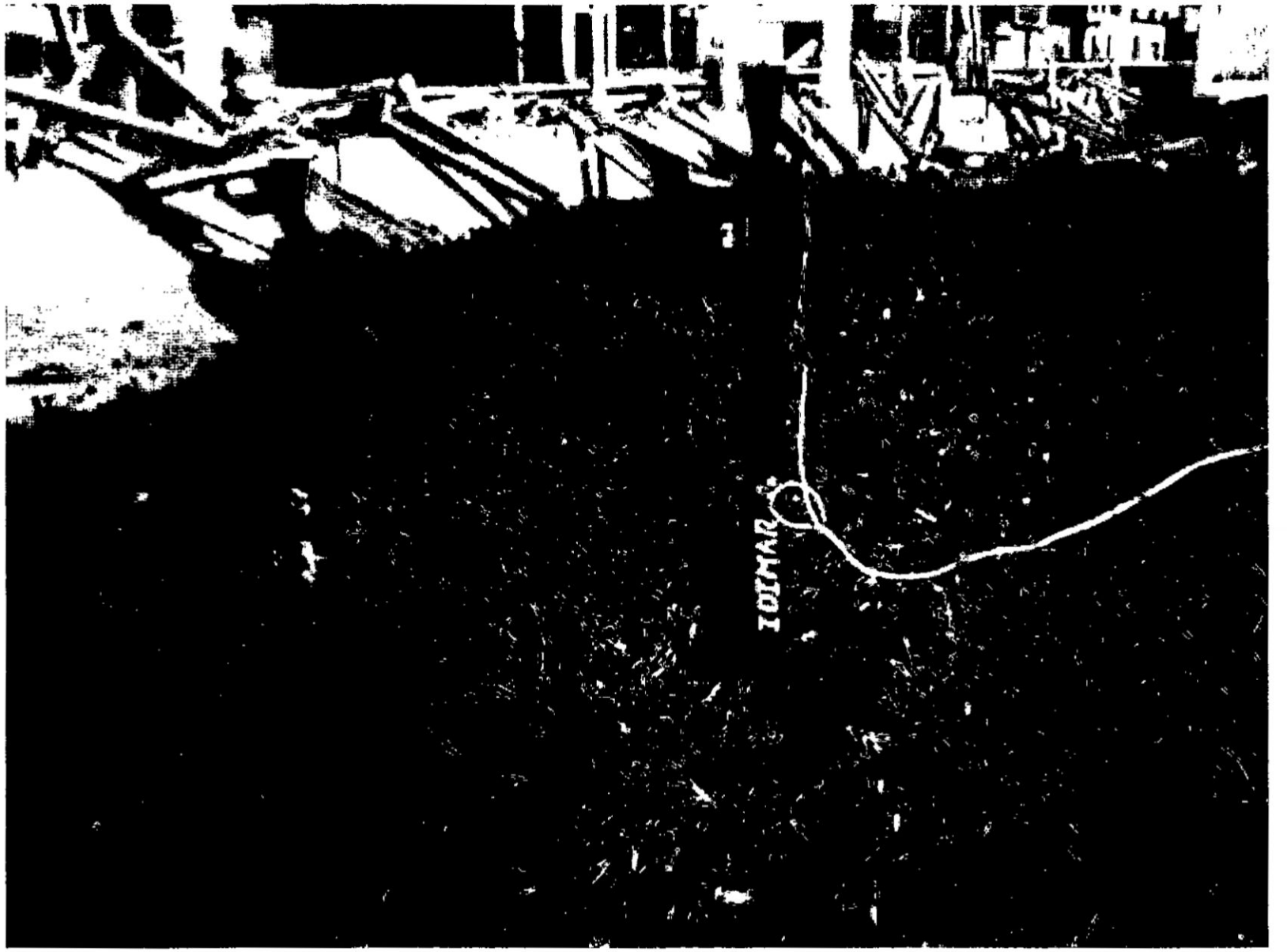
F-01.- Cohete Gergón I-A



F-02.- Montaje del Cohete Gergón I-A

F-03.-

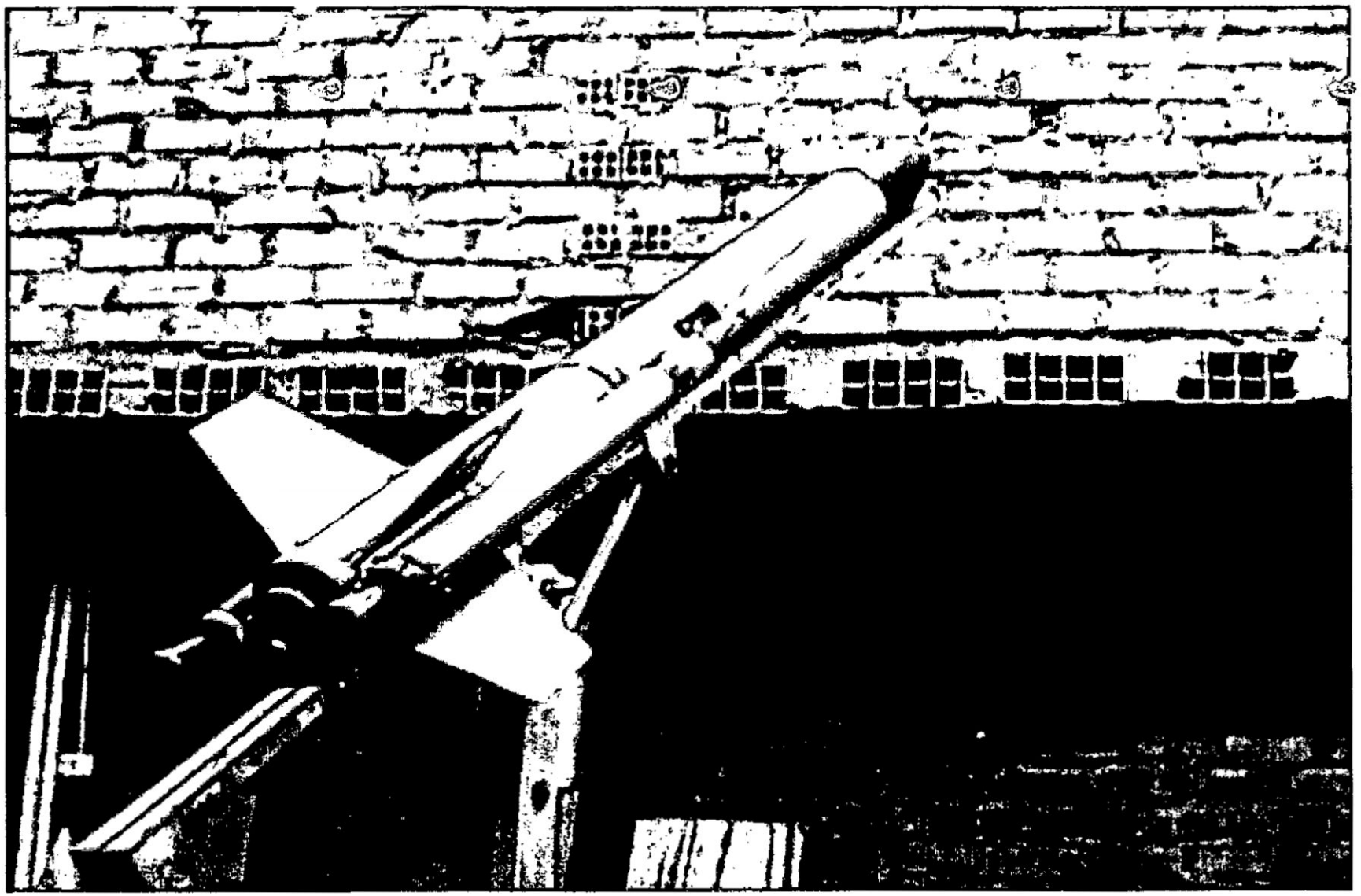
Rampa de Lanzamiento mostrando los Cohetes: Mantona I-A, Isula I-C, Shushupe I-D Y Gergón I-A



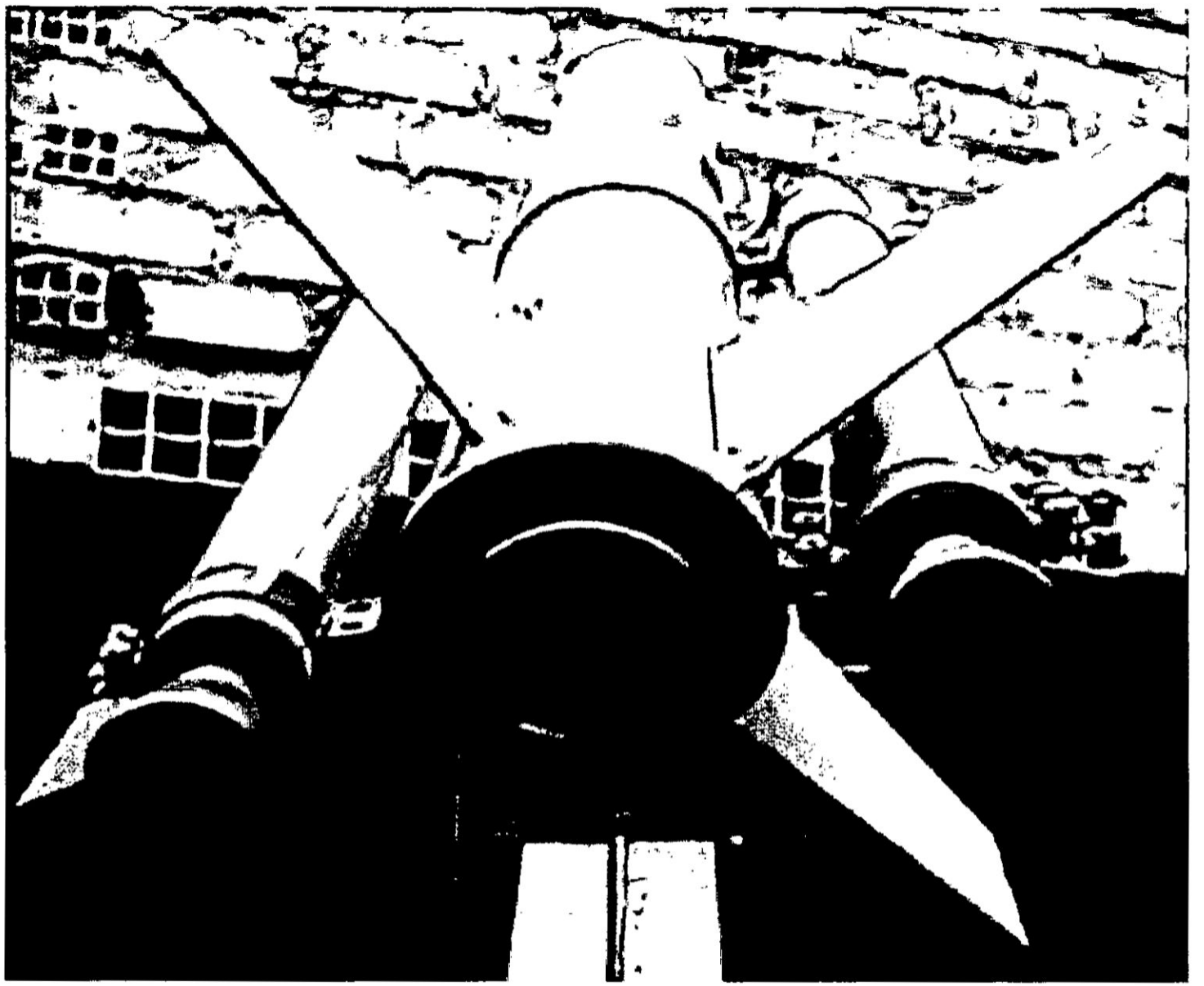
F-04.- Instantes previos a la Prueba Estática de dos Cohetes Isula I-C

F-05.-

Colocando un Cohete Mantona I-A en su Rampa de Lanzamiento

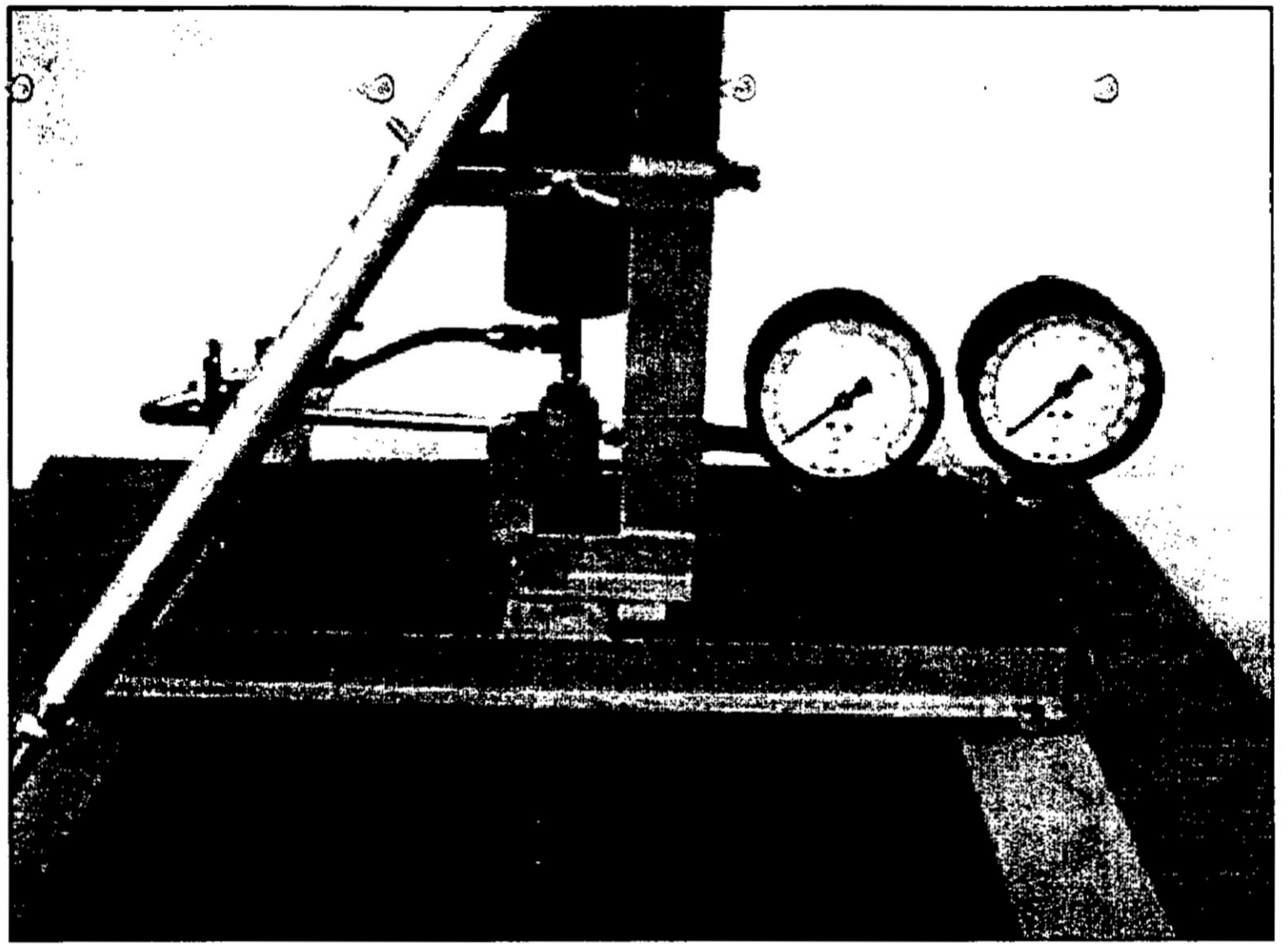


F-06.- Cohete Compuesto Híbrido con dos Cohetes Aceleradores Sólidos

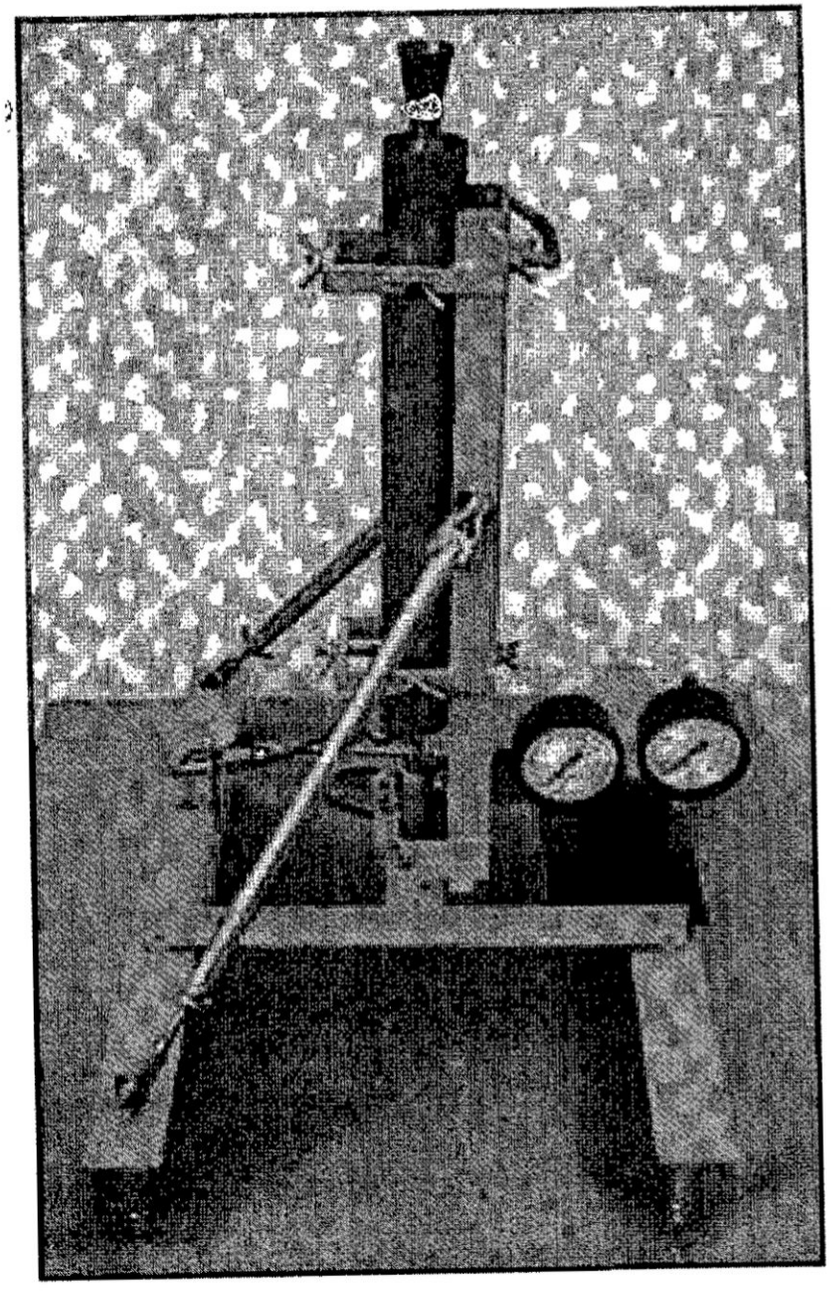


F-07.- Detalle Posterior del Cohete Compuesto Híbrido - Sólido

F-08.- Inspeccionando el Cohete Compuesto en su Rampa de Lanzamiento



F-09.- Detalles del Banco de Ensayos de Motores Cohete BEMCO-02

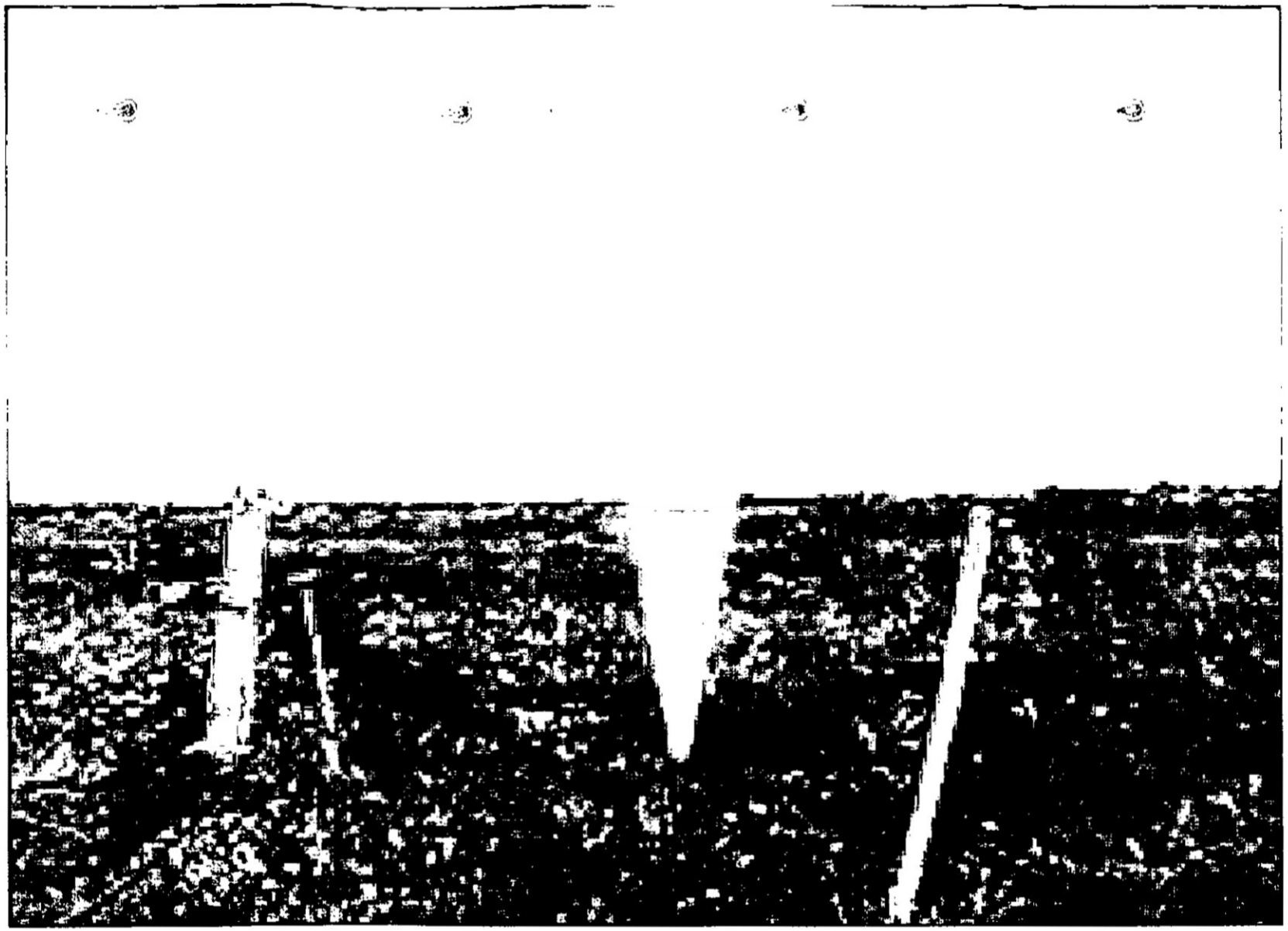


F-10.-

Montaje del Cohete Gergón I-A en el Banco de Pruebas BEMCO-02 para realizar las Pruebas Estáticas

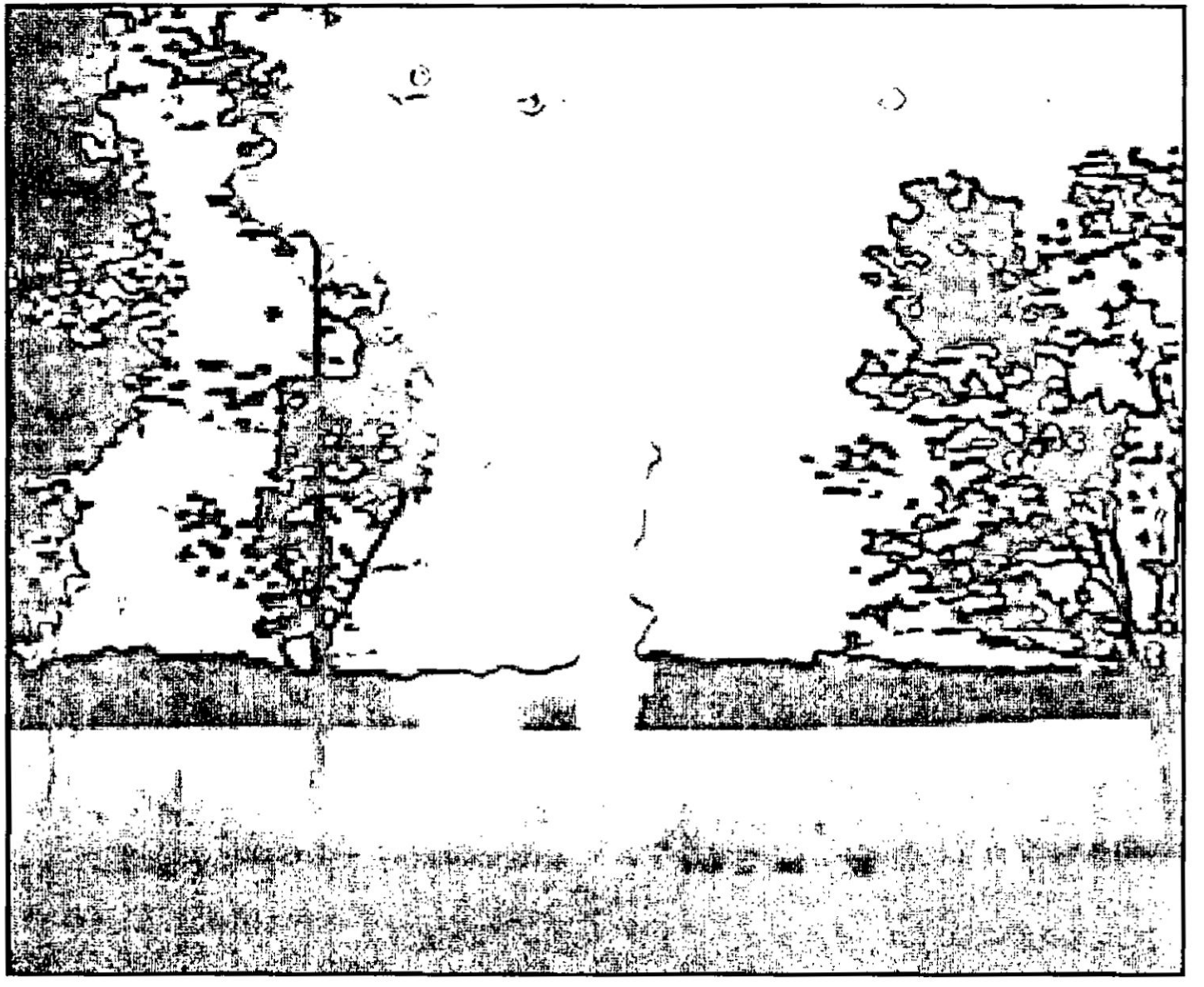
F-11.- Prueba Estática de un Cohete Shushupe I-D

F-12.- Prueba Estática elemental de un Cohete Mantona I-A

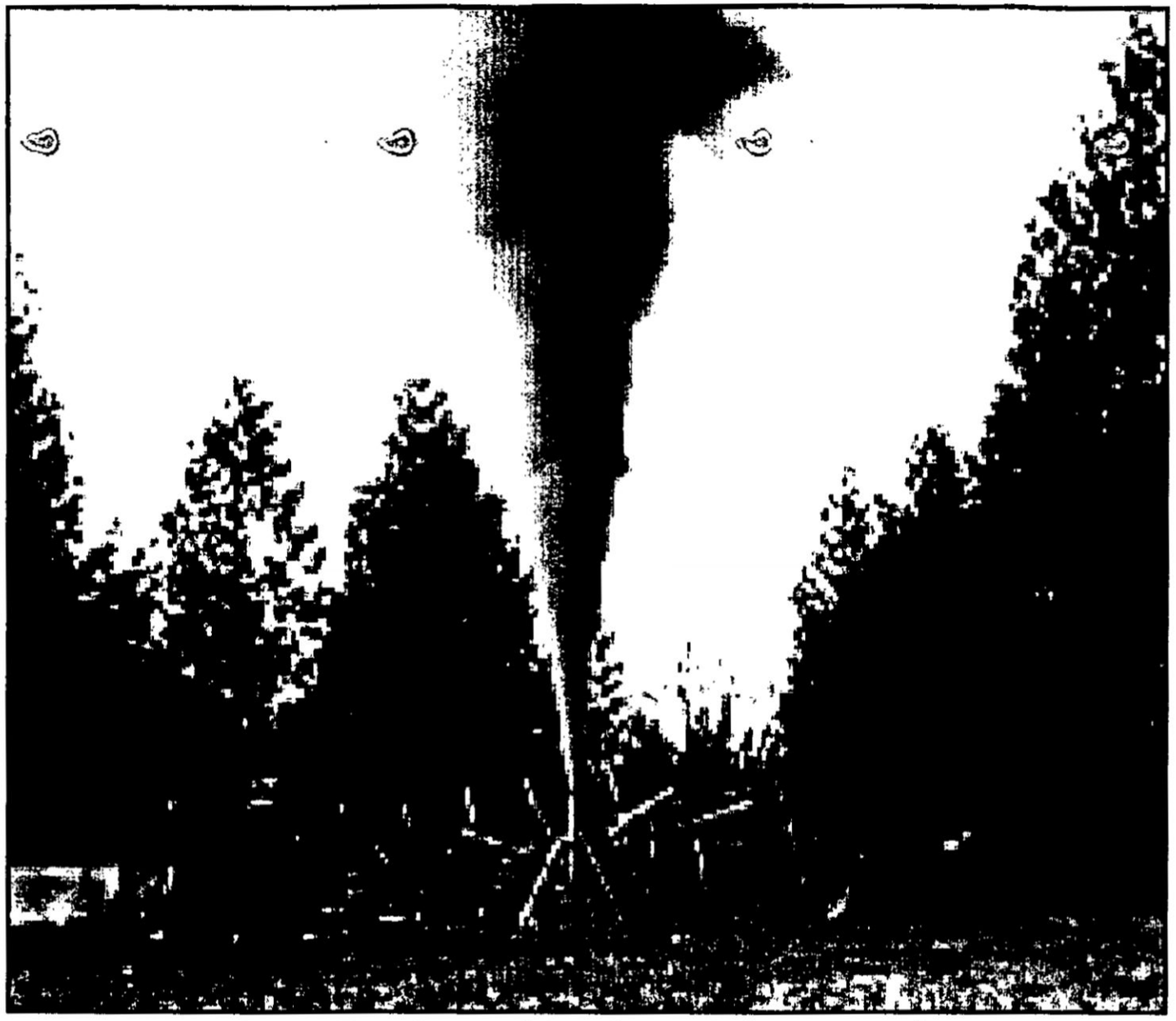


F-13.- Prueba Estática elemental de un Cohete Isula I-C

F-14.- Prueba Estática elemental de un Cohete Shushupe I-A



F-15.- Prueba Estática elemental de un Cohete Mantona I-C



F-16.- Prueba Estática de un Cohete Gergón I-A