



UNIVERSIDAD ALAS PERUANAS
FACULTAD DE INGENIERÍAS Y ARQUITECTURA
ESCUELA ACADÉMICO PROFESIONAL DE INGENIERÍA DE SISTEMAS E
INFORMÁTICA

EXPERIENCIA PROFESIONAL

ESTUDIO DE FACTIBILIDAD PARA LA FABRICACIÓN DE UN
BANCO MEDICIÓN DE PARÁMETROS GASEODINÁMICOS
(PRESIÓN, TEMPERATURA Y EMPUJE) PARA COHETES Y
MISILES

PRESENTADO POR EL BACHILLER

LUIS ALBERTO CASTELLANOS FERNANDEZ

PARA OPTAR EL TÍTULO PROFESIONAL DE
INGENIERO ELECTRONICO

LIMA - PERÚ

2009

DEDICATORIA

El presente trabajo está dedicado a mi esposa e hijos quienes son la luz de mis obras y por quienes pongo mi máximo esfuerzo para salir adelante.

**ESTUDIO DE FACTIBILIDAD PARA LA FABRICACIÓN DE UN
BANCO MEDICIÓN DE PARÁMETROS GASEODINÁMICOS
(PRESIÓN, TEMPERATURA Y EMPUJE) PARA COHETES Y
MISILES**

TABLA DE CONTENIDOS

Párrafo	Página
INTRODUCCION.	VII

CAPÍTULO I

FINALIDAD DEL PROYECTO

1. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA.	1
2. OBJETIVO DEL PROYECTO.	5

CAPÍTULO II

CRITERIOS PARA EL DESARROLLO DEL PROYECTO

1. CRITERIOS OPERACIONALES.	6
2. CRITERIOS TÉCNICOS.	7
3. CRITERIOS DE TIEMPO.	10
4. CRITERIOS ECONÓMICOS.	10

CAPÍTULO III

FUNDAMENTO TEORICO Y CARACTERISTICAS DEL PROYECTO

1. INTRODUCCIÓN.	11
a.- TEORIA DE MOTORES COHETES.	11
b.- EL GRANO PROPELENTE.	12

2.	CLASIFICACIÓN Y CONCEPTOS BÁSICOS DE LOS PROPELENTE	19
	a.- EXPLOSIVOS.	19
	b.- INESTABILIDAD DE LOS PROPELENTE EN SU FUNCIONAMIENTO.	21
3.	CONCEPTOS BÁSICOS	
	a.- EMPUJE.	27
	b.- IMPULSO TOTAL.	33
	c.- VELOCIDAD CARACTERÍSTICA.	35
	d.- IMPULSO ESPECÍFICO.	36
	e.- PRESIÓN.	37
	f.- TEMPERATURA.	41
4.	BANCO DE ENSAYO DE MOTORES COHETE	
	a.- INTRODUCCIÓN.	43
	b.- REFERENCIAS.	46
	c.- COMPONENTES DE TEST STAND.	47
	d.- CARACTERÍSTICAS.	49
	e.- CLASIFICACIÓN.	50
	f.- COMPONENTES BÁSICOS DE LOS BANCOS DE ENSAYOS	52
	g.- ANÁLISIS DE RESULTADOS.	73
5.	COMPARACION DEL BANCO DE CONIDA Y EL BANCO.	
	PROPUESTO SEMAG.	
	a.- CAPACIDAD DE MEDICIÓN DE EMPUJE.	76
	b.- CAPACIDAD DE MEDICIÓN DE PRESION.	77
	c.- CAPACIDAD DE MEDICIÓN DE TEMPERATURA.	78
	d.- VELOCIDAD DE MUESTREO.	79
	e.- CAPACIDAD DE ALMACENAMIENTO.	79
	f.- NÚMERO TOTAL DE CANALES DE TEMPERATURA. ...	80
	g.- NÚMERO TOTAL DE CANALES DE VOLTAJE.	80
	h.- NÚMERO TOTAL DE CANALES DE ENTRADA DIGITAL.	81
	i.- NÚMERO TOTAL DE CANALES DE SALIDA DIGITAL.	81
	j.- CONSTRUCCIÓN DEL BANCO.	81
	k.- RESUMEN COMPARATIVO DEL BANCO CONIDA VS BANCO DEL SEMAG.	86

CAPÍTULO IV

ESTUDIO DE FACTIBILIDAD

1.	RELACIONES COSTO BENEFICIO, COSTO EFICIENCIA Y COSTO OPORTUNIDAD DEL PROYECTO.	87
	a.- CONSIDERACIONES MILITARES.	87
	b.- CONSIDERACIONES ECONÓMICAS.	88
	c.- CONSIDERACIONES DE TIPO TECNOLÓGICO.	90
	d.- CONSIDERACIONES DE INFRAESTRUCTURA.	91
	e.- CONSIDERACIONES COSTO EFICIENCIA, BENEFICIO Y ...	
	OPORTUNIDAD	92

CAPÍTULO V

DISEÑO DEL PROYECTO

1.	DISEÑO DEL SISTEMA DE ADQUISICION DE DATOS DEL ...	
	BANCO DE PRUEBAS	95
	a.- SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS (DAQ).	96
	b.- CONFIGURACIÓN GENERAL DEL SISTEMA DE DAQ	109
	c.- PROCESO DE FUNCIONAMIENTO.	111
2.	DISEÑO DE LA SALA DE ENSAYOS ESTÁTICOS Y DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS	113
	a.- UBICACIÓN.	113
	b.- REQUERIMIENTOS.	116
	c.- CONSTRUCCIÓN DE LA SALA DE ENSAYOS ESTÁTICOS.	117
	d.- CONSTRUCCIÓN DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS.	124
	e.- PLANOS Y ESQUEMAS DE DISTRIBUCIÓN DE LAS SALAS.	127

CAPÍTULO VI

FASES Y ETAPAS DEL PROYECTO

1.	FASES Y ETAPAS DEL PROYECTO	136
2.	ORGANIZACIÓN GENERAL DEL PROYECTO.....	137
3.	CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES DEL PROYECTO POR FASES Y ETAPAS.....	142
4.	ORGANIGRAMA DEL PROYECTO	143

CAPÍTULO VII

PLAZOS

1.	PLAZOS.....	144
----	-------------	-----

CAPÍTULO VIII

PROYECTOS DE INTERÉS DESARROLLADOS EN EL MUNDO

1.	INTRODUCCIÓN	146
2.	ALGUNOS BANCOS DE PRUEBAS DE MOTORES COHETES EXISTENTES Y EXPERIMENTALES.....	147

CAPÍTULO IX

PRESUPUESTOS

1.	INTRODUCCIÓN	160
2.	PROCEDIMIENTOS PARA EFECTUAR LOS CÁLCULOS.....	
	ECONOMICOS.....	161
	a.- SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS.....	161
	b.- CONSTRUCCIÓN DE SALA DE ENSAYOS ESTÁTICOS.....	166
	c.- CONSTRUCCIÓN DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS.....	175

3.	COSTO TOTAL DEL BANCO DE MEDICIÓN DE PARÁMETROS . . .	
	GASEODINÁMICOS PARA COHETES Y MISILES.	182
4.	POSIBLES FUENTES DE FINANCIAMIENTO	183
	CONCLUSIONES GENERALES.	185
	RECOMENDACIONES.	187
	BIBLIOGRAFÍA.	188

INTRODUCCIÓN

INTRODUCCIÓN

La Fuerza Aérea del Perú, desde su creación hasta la actualidad ha adquirido de acuerdo a los avances tecnológicos de las armas, diferentes tipos de material de Guerra (Cohetes y Misiles) tanto para los Sistemas de Armas aplicables Al Componente Aéreo para los Sistemas Aéreos y los Sistemas de Defensa Aérea; sin embargo, este material debido a los compuestos orgánicos que posee y que incluye especialmente a sus propelentes, los mismos que generan el empuje necesario para dirigirse hacia el objetivo, estos tienen un Tiempo Límite de Vida (TLV), el cual varía de acuerdo a la constitución de propelente sólido entre 05 años hasta 20 años de vida, según lo especificado por el fabricante y las pruebas químicas y físicas que se le realicen.

Es por ese motivo, que los cohetes y misiles (siempre y cuando hayan pasado sus pruebas de calibración electrónica en sus respectivos bancos de calibración), desde su adquisición que vencen en su Tiempo Límite de Vida (TLV) y pasan a encontrarse en la situación de INOPERATIVOS, por lo que para evaluar su condición real después del vencimiento, el SEMAG (Servicio de Material de Guerra de la FAP) realiza el análisis QUÍMICO en sus laboratorios químicos, pero este de acuerdo a estándares internacionales, debe ser complementado con pruebas FÍSICA de campo, que él no dispone; donde los motores cohete son sometidos a exigencias como si estuvieran funcionando en tierra o en el aire y luego de esas pruebas, los motores cohetes arrojan curvas de comportamiento de empuje vs tiempo, presión vs tiempo y temperatura vs tiempo, las que contrastadas con los parámetros del fabricante y con la experiencia que se tiene del material, nos permiten verificar en forma cuantificable, objetiva, confiable y segura, la REAL condición en que se encuentran esos motores de los cohetes o misiles, y de acuerdo a los resultados, evaluar la posibilidad de otorgarles una extensión técnica confiable y segura de acuerdo a su condición.

El presente estudio, está realizado de acuerdo al Método de “Factibilidad” y acorde con el Formato de “Proyecto”, de acuerdo a los lineamientos establecidos en el Manual de Metodología de la Universidad, para el esquema de proyecto, el cual es utilizado para el desarrollo de Proyectos de Ingeniería, como es el presente estudio; nos introduce al desarrollo del “Estudio de factibilidad para la fabricación de un Banco medición de parámetros gaseo dinámicos (Presión, Temperatura y Empuje) para Cohetes y Misiles, el cual comprende en el Capítulo I, donde se indica la Finalidad del Proyecto, así como los Objetivos que se persiguen, en el Capítulo II, se indican los Criterios para el desarrollo del proyecto, desde el punto de vista operativo, técnico, de tiempo y económico; en el Capítulo III, se expone el fundamento teórico sobre propulsión y sobre los bancos de prueba, así como las características del proyecto; en el Capítulo IV, se realiza un análisis del estudio de factibilidad de este proyecto, desde el punto de vista militar, económico, tecnológico y de infraestructura, y las consideraciones de costo eficiencia, oportunidad y beneficio; en el Capítulo V, se realiza el diseño del proyecto tanto en la parte del Sistema de Adquisición de Datos, como en la parte de la Construcción de la Sala de Ensayos Estáticos y la Sala de Control de Pruebas; en el Capítulo VI se indican las Fases y Etapas del Proyecto, así como la organización para la implementación de este; en el Capítulo VII, se indican los Plazos para la ejecución del proyecto, en el Capítulo VIII, se muestran algunos de los proyectos de interés desarrollados en el mundo, a fin de tener una idea generalizada sobre el tema y en el Capítulo IX, se indican el Presupuesto necesario para la ejecución del Proyecto, así como las posibles Fuentes de Financiamiento, a fin de poder implementar, y darle funcionalidad y sostenibilidad en el tiempo al Banco medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, Temperatura y Empuje) para Cohetes y Misiles.

CAPÍTULO I:
FINALIDAD DEL PROYECTO

CAPITULO I: FINALIDAD DEL PROYECTO

1.- DEFINICIÓN ON DEL PROBLEMA

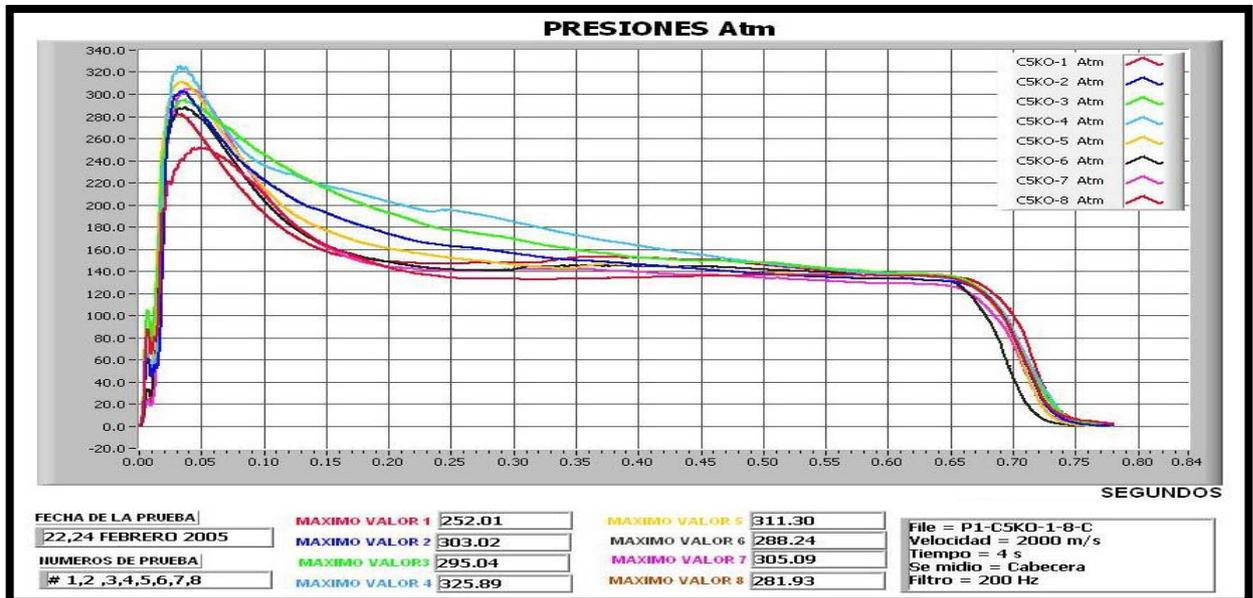
a.- Situación Problemática

La Fuerza Aérea del Perú adquirió aviones Mirage M5P4, Mirage M-2000, SU-22, SU-22/M, SU-22U y MIG-29, Helicópteros de Combate Mi-25, con diversos cohetes y misiles, Asimismo, en cuanto a Misiles Tierra Aire, la Fuerza Aérea adquirió misiles aplicables a la Defensa Aérea, como los Complejos Antiaéreos C-125 Pechora, complejos portátiles 9K32 Strella 2M, Complejos portátiles 9K310 y finalmente en el año 1997 la Fuerza Aérea compra al Reino Unido los misiles Tierra Aire Javelin.

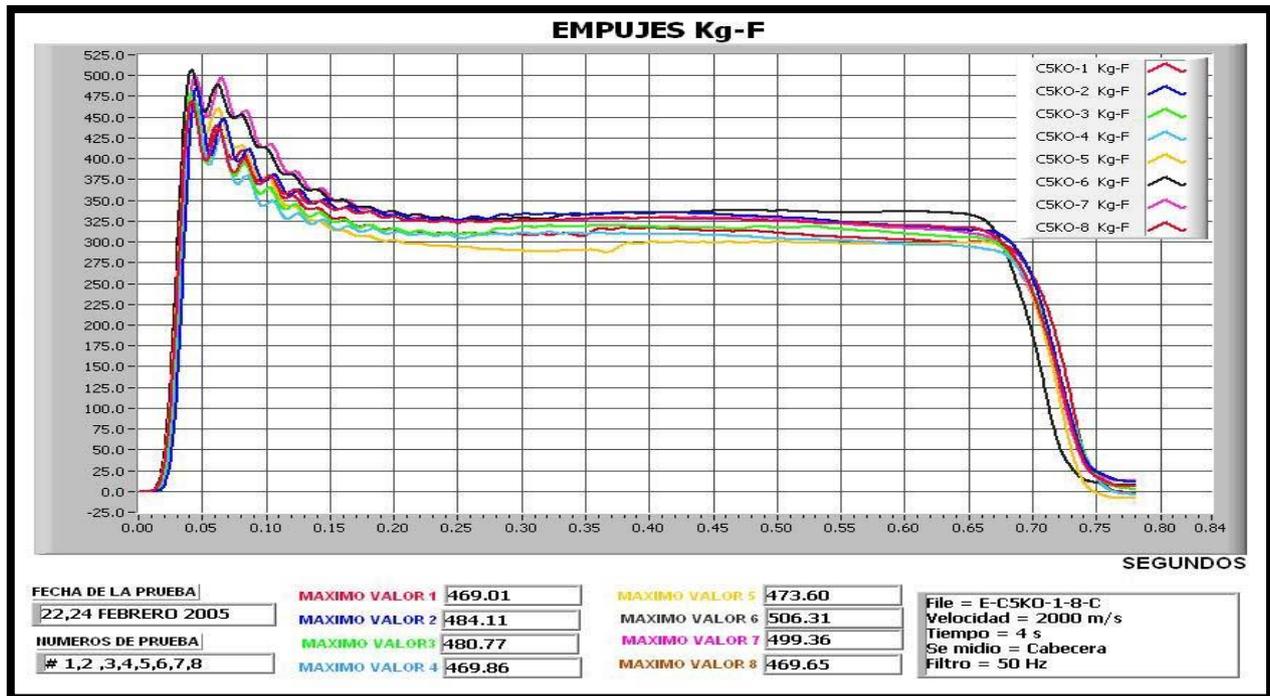
En vista del Tiempo Límite de Vida (TLV) vencido de algunos los cohetes y misiles antes descritos, el **Servicio de Material de Guerra de la FAP (SEMAG)** desde 1988, ha venido implementado un Laboratorio Químico, en el cual se realiza pruebas físico - químicas a los propelentes cuyo tiempo límite de vida (TLV) ha caducado, con la finalidad de determinar el estado físico-

químico, obteniéndose como resultado de las pruebas y de la contrastación con las Normas Técnicas MIL USAF (Occidental) y GOST (Rusia), un análisis químico indicando el estado real del propelente; según estos resultados, se determina la estabilidad de los propelentes, la degradación química o en algunos casos la exudación de los mismos.

Sin embargo, estos resultados, carecían de la contrastación de las pruebas funcionales, es decir, las pruebas en Banco de medición de parámetros gaseodinámicos; las cuales a partir del año 2004, gracias a un Convenio Especifico firmado entre el Servicio de Material de Guerra (SEMAG) con la **Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial (CONIDA)**, se han podido determinar los **parámetros reales de Presión** en Atmósferas en la cámara de combustión y **de Empuje** en Kilogramos Fuerza, reproduciendo los parámetros reales de los cohetes o misiles, como si estuviera funcionando en el avión y/o en tierra.



PARÁMETROS DE PRESIÓN EN LA CÁMARA VS TIEMPO DE COHETES C-5 KO



PARÁMETROS DE EMPUJE VS TIEMPO DE COHETES C-5 KO

Fuente: CONIDA

Ante esta situación problemática se presentarían las siguientes alternativas:

- a.- Utilización del Banco de Medición de parámetros gaseodinámicos de CONIDA, para la evaluación de una muestra representativa de los cohetes y misiles, a fin de determinar su situación real y proceder si fuera el caso con una extensión técnica, a fin de atender confiablemente los Planes de Operaciones (PP/OO) y Planes de Entrenamiento (PDEs).
- b.- Utilización de un Banco de Medición de parámetros gaseodinámicos PROPIO, para la evaluación de una muestra representativa de los cohetes y misiles, a fin de determinar su situación real y proceder si fuera el caso con una extensión técnica, a fin de atender confiablemente los Planes de Operaciones (PP/OO) y Planes de Entrenamiento (PDEs).



DESARMADO DE COHETES TIPO C-5

Teniendo en consideración, que adquirir nuevo armamento demanda de tiempo, desembolsar grandes cantidades de dinero y el apoyo político del gobierno, para poder reemplazar adecuadamente nuestras armas; y que la atención oportuna para la medición de parámetros gaseodinámicos por parte de CONIDA, podría ser retrasada, suspendida o cancelada de acuerdo a su disponibilidad de trabajo, prioridades e intereses institucionales; es que se hace necesario, para evaluar integralmente nuestro armamento y conocer su situación real, que la Fuerza Aérea del Perú realice el Estudio de factibilidad para la fabricación de un Banco medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, Temperatura y Empuje) para Cohetes y Misiles.

b.- Problema

En la actualidad, se cuenta con una cantidad importante de cohetes aire tierra y misiles aire aire, aire superficie y superficie aire, que se encuentran vencidos en su tiempo limite de vida (TLV), afectando la operatividad de los mismos en las aeronaves de combate y otros sistemas, para lo cual después de realizarle el estudio físico - químico, se necesita realizar un **estudio funcional** para obtener los parámetros gaseodinámicos de presión, temperatura y empuje; y tener herramientas técnicas adecuadas para poder considerar una posible extensión técnica de los mismos, con la finalidad de emplearlos oportuna y

confiablemente en los Sistemas de Armas de la Fuerza Aérea del Perú y de las Fuerzas Armadas.

2.- OBJETIVO DEL PROYECTO

OBJETIVO GENERAL

Desarrollar el Estudio de factibilidad para la fabricación de un Banco medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, Temperatura y Empuje) para Cohetes y Misiles.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- a. Buscar y analizar toda la documentación existente, a fin de obtener la información necesaria para establecer las características técnicas más importantes para la fabricación de un Banco medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, Temperatura y Empuje) para Cohetes y Misiles de la FAP.
- b. Efectuar un estudio y evaluación en el aspecto técnico para llegar a las recomendaciones que sirvan de sustento para la elaboración del presente estudio.
- c. Realizar el estudio de factibilidad para la fabricación de un Banco medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, Temperatura y Empuje) para Cohetes y Misiles de la FAP.
- d. Sentar las bases para la fabricación de propelentes sólidos propios aplicables a cohetes y misiles de la FAP y de las FFAA.

CAPÍTULO II:
CRITERIOS PARA EL DESARROLLO
DEL PROYECTO

CAPITULO II: CRITERIOS PARA EL DESARROLLO DEL PROYECTO

Los criterios que se emplean para formular el proyecto son aquellos requeridos por los posibles usuarios de la Institución y producto de la investigación efectuada a diversos proyectos desarrollados en varias partes del mundo, tomando en cuenta sus aplicaciones y su referencia con nuestras necesidades y capacidades que podamos desarrollar, dividiendo en cuatro (04) grupos de criterios que son de orden “operacional”, “técnico” “tiempo” y “económico”.

El proyecto tiene como objetivo el desarrollo del **ESTUDIO DE FACTIBILIDAD PARA LA FABRICACIÓN DE UN BANCO DE MEDICION DE PARAMETROS GASEODINAMICOS (PRESION, TEMPERATURA Y EMPUJE) PARA MOTORES COHETES Y MISILES FAP**, pero en su alcance se debe realizar la caracterización de los diferentes elementos que componen el Banco de medición de parámetros gaseodinámicos y seleccionar materiales disponibles en el mercado nacional e internacional a partir de los cuales se construirá el prototipo.

1.- CRITERIOS OPERACIONALES.

- a.- Capacidad de poder probar los Cohetes Aire Tierra que posee la FAP.
- b.- Capacidad de poder probar los Misiles Aire Aire que posee la FAP.
- c.- Capacidad de poder probar los Misiles Aire Tierra que posee la FAP.
- d.- Capacidad de poder probar los Misiles Tierra Aire que posee la FAP.



BANCO DE PRUEBAS GASEODINAMICAS DE CONIDA.

2.- CRITERIOS TECNICOS.

a.- CRITERIOS GENERALES.

- 1) Deberá ser similar o mejor al Banco de pruebas de CONIDA.
- 2) Deberá tener una longitud de motor de hasta **4000 mm. o 4.0 mts.**
- 3) Deberá tener un diámetro de motor de **40 mm a 450 mm o 0.040 mts a 0.45 mts.**
- 4) Deberá tener una celda de empuje que soporte un empuje propulsor de **1 a 294 Kilo Newtons o 102 Kilogramos fuerza a 30,000 Kilogramos fuerza.**
- 5) Deberá tener una celda de presión que soporte una presión máxima de **270 atmosferas o 3968 PSI/ 274 Bar.**
- 6) Deberá tener con 03 termocuplas o celdas de temperatura externa que soporten al menos **700 grados centígrados o 973 grados kelvin.**
- 7) Deberá tener una caseta de seguridad posterior de concreto para almacenar los equipos de medición.
- 8) Deberá tener una caseta de seguridad de disparo de concreto para la protección del personal.



COMPUTADOR PERSONAL DE REGISTRO DE DATOS.

- 9) Deberá tener una estructura de anclaje de concreto.
- 10) Deberá tener una computadora personal, para procesar la información.

b.- CRITERIOS PARA LA ELECCIÓN DE LOS MATERIALES A SER EMPLEADOS.

- 1) Se deberá utilizar para la construcción de los diferentes elementos preferentemente materiales de fácil disponibilidad en el mercado nacional e internacional.
- 2) Se deberá establecer que los materiales para la fabricación de los componentes mecánicos y eléctricos, no tengan sus normas en clasificación militar, pero sí de normas industriales de extremas condiciones a fin de asegurar un buen nivel de vida útil y evitar restricciones en su obtención en el mercado internacional en caso de conflicto armado.
- 3) Se deberá establecer que los componentes serán de fabricación, según normas industriales de condiciones extremas, pero no militares.

c.- CRITERIOS PARA LA CARACTERIZACIÓN DE LOS MATERIALES.

- 1) Se deberán realizar ensayos necesarios para determinar las propiedades mecánicas, química, eléctricas, termodinámicas, gaseodinámicas y aerodinámicas de los distintos elementos y del conjunto del motor cohete a ser sometido a ensayo.
- 2) Se deberá realizar un desmontaje cuidadoso del motor cohete a ser ensayado y por personal idóneo, para la correcta colocación de los transductores del sistema de adquisición de datos.
- 3) Se deberán realizar pruebas estáticas y pruebas de vuelo de los Cohetes y Misiles.

d.- CRITERIOS PARA EL CONTROL DE CALIDAD DE LOS ELEMENTOS.

- 1) Se deberán realizar ensayos no destructivos sobre los diferentes elementos que constituyan el prototipo, incluyendo ensayo de tintes penetrantes, ensayo de partículas magnéticas, tomografía axial computarizada; éste último para el propelente.
- 2) Se deberán realizar las respectivas pruebas de continuidad de los elementos eléctricos.
- 3) Se verificarán las tolerancias de los diferentes elementos de manera que se garantice la intercambiabilidad de las diferentes partes.

e.- CRITERIOS PARA EL ACONDICIONAMIENTO DE ELEMENTOS.

- 1) Se deberán realizar ensayos no destructivos sobre los diferentes elementos factibles que constituyan el motor cohete de ser posible, tomografía axial computarizada del grano del propelente.
- 2) Se deberán realizar las respectivas pruebas de continuidad de los elementos eléctricos.

f.- CRITERIOS PARA EL CONTROL DEL COMPORTAMIENTO DE LOS COHETES Y MISILES.

- 1) Se deberán realizar pruebas estáticas y pruebas de vuelo del prototipo de cohetes y misiles.



BANCO DE PRUEBAS ESTATICAS

3.- CRITERIOS DE TIEMPO.

- a.- El Banco de medición de parámetros gaseodinámicos debe ser diseñado, fabricado y montado en 211 días calendarios.
- b.- Las pruebas funcionales deben realizarse en 45 días calendarios.

4.- CRITERIOS ECONÓMICOS.

- a.- El costo del desarrollo del prototipo del banco de medición de parámetros gaseodinámicos, deberá ser inferior a aquellos bancos del mismo tipo que podrían adquirirse en el exterior.
- b.- Que el proyecto pueda ser financiado con presupuesto de la Fuerza Aérea o a través del Ministerio de Defensa.
- c.- El desarrollo del proyecto no debe crear dependencia de potencia tecnológica extranjera.

CAPÍTULO III:
FUNDAMENTO TEÓRICO Y
CARACTERÍSTICAS DEL
PROYECTO

CAPITULO III: FUNDAMENTO TEORICO Y CARACTERISTICAS DEL PROYECTO

1.- INTRODUCCIÓN.

a.- TEORIA DE MOTORES COHETES

Los varios procesos químicos y físicos que ocurren en un motor cohete durante su operación son altamente complejos. Estos procesos incluyen las complejas reacciones químicas que ocurren durante la combustión; la forma en que se consume el propelente durante la combustión; el comportamiento del flujo de los gases de escape a medida que se forman en la superficie en combustión, viaja a través de la cámara y sale a través de la tobera; la interacción entre los gases de escape y las partículas condensadas (humo).

El análisis teórico de un motor cohete de propelente sólido necesita ciertas simplificaciones, esto es, asumir un motor cohete ideal.

Un motor cohete ideal asume lo siguiente:

- La combustión del propelente es completa y no varía de lo asumido por la ecuación de combustión.
- Los productos de la combustión obedecen la ley de los gases perfectos.

- No existe fricción que impida el flujo de los productos de escape.
- La combustión y el flujo en el motor y la tobera son adiabáticos, esto significa, que no existe una pérdida de calor a los alrededores.
- A no ser que se especifique lo contrario, existen condiciones de estado constante durante la operación del motor. Esto significa que las condiciones y procesos que ocurren no cambian con el tiempo (para unas condiciones geométricas dadas) durante la combustión.
- La expansión de los productos de escape ocurre de una forma uniforme sin discontinuidades o choques.
- El flujo a través de la tobera es unidimensional y no rotacional.
- La velocidad, presión y densidad del flujo es uniforme a lo largo de cualquier sección normal al eje de la tobera.
- El equilibrio químico es establecido en la cámara de combustión y no varía en su flujo a través de la tobera. Esto se conoce como condiciones de "equilibrio congelado".
- La combustión del propelente siempre progresa normal (perpendicular) a la superficie en combustión, y ocurre de manera uniforme a lo largo de toda el área superficial expuesta a la combustión.

Cualquier otra asunción que pueda llegar a ser requerida será aclarada cuando sea necesaria en los análisis posteriores.

Aunque parezca que deben realizarse una gran cantidad de simplificaciones, son todas razonables y se puede esperar que reflejen la verdadera conducta de un motor cohete con bastante exactitud.

b.- EL GRANO PROPELENTE

Propelente es un bajo explosivo que está constituido por sustancias químicas o mezclas de ellas, las que al ser estimuladas en forma adecuada, se descomponen mediante una reacción exotérmica que genera gran cantidad de gases a altas temperaturas y en un período muy corto de tiempo. Si lo anterior ocurre al estar confinado de manera adecuada, el propelente otorgará una gran energía cinética molecular, la que será utilizada para propulsar y transportar las

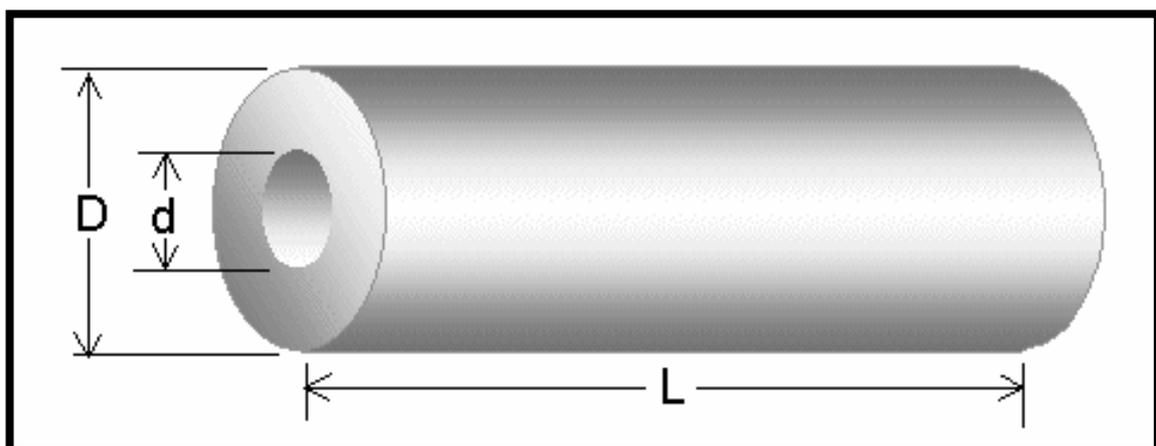
cargas explosivas de los diferentes Sistemas de Armas a los blancos seleccionados.

Los propelentes pueden considerarse como sistemas químicos en equilibrio inestable y que al pasar en forma casi instantánea al estado de equilibrio, mediante una adecuada iniciación, da lugar a la deflagración de ellos.

Se emplean para proporcionar una velocidad determinada a un cuerpo material, tales como proyectiles de artillería, cohetes y misiles entre otros. Su descomposición es controlada y relativamente lenta, con el objeto de darle el tiempo de trabajo suficiente a la presión de los gases producidos sin destruir o dañar el dispositivo de lanzamiento ni el elemento a propulsar. Su velocidad de reacción es del orden de los centímetros por segundo.

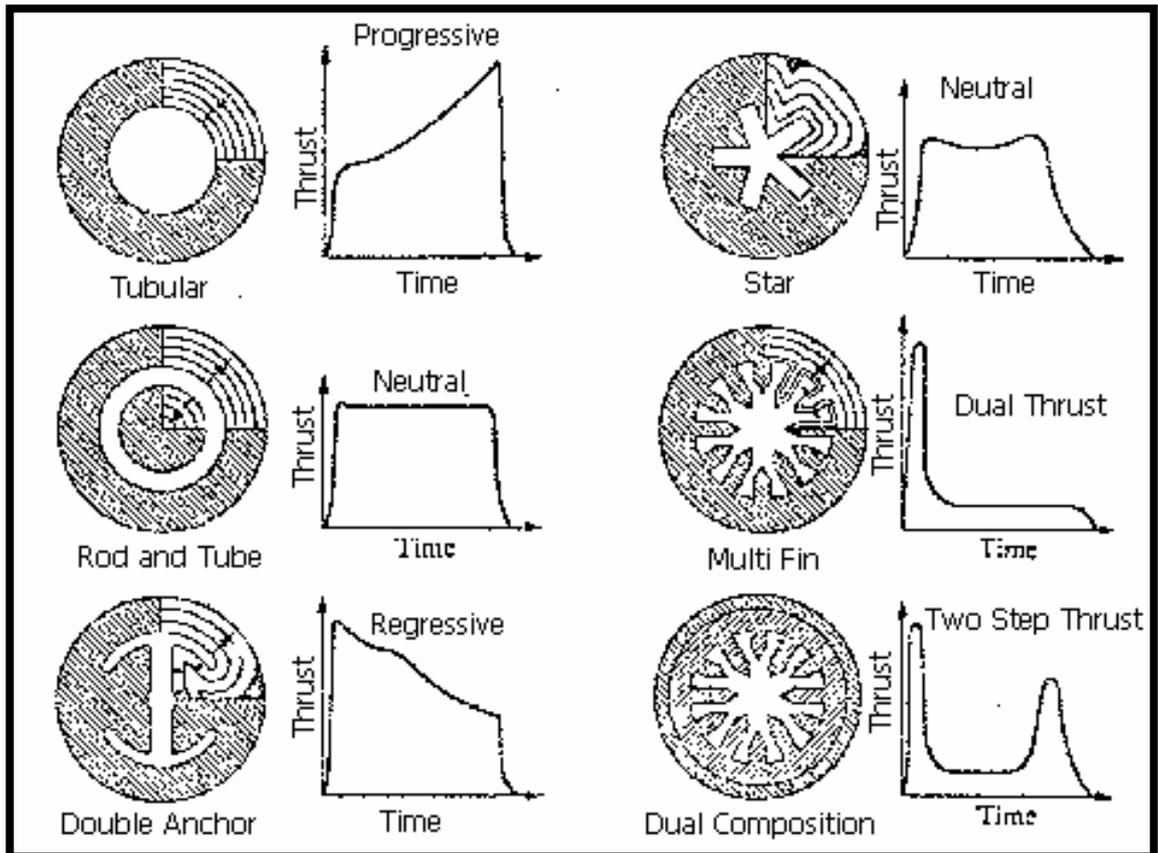
Sin importar su composición, todos los propelentes son procesados en una forma geométrica similar, llamada grano propelente. Como regla, los granos propelentes son de forma cilíndrica para encajar perfectamente dentro del motor cohete con el fin de maximizar la eficiencia volumétrica.

El grano puede consistir de un solo segmento cilíndrico, o puede consistir de varios segmentos. Generalmente, un núcleo central se extiende a través de todo el grano, para acrecentar el área de superficie del propelente expuesta a la combustión inicialmente.



SEGMENTO CILINDRICO

El núcleo puede tener una amplia variedad de formas como ser circular, estrella, cruz, hueso etc. de cualquier manera, la forma más comúnmente usada es la circular. La forma del núcleo tiene una profunda influencia en la forma del perfil empuje-tiempo, como se muestra en la siguiente figura.



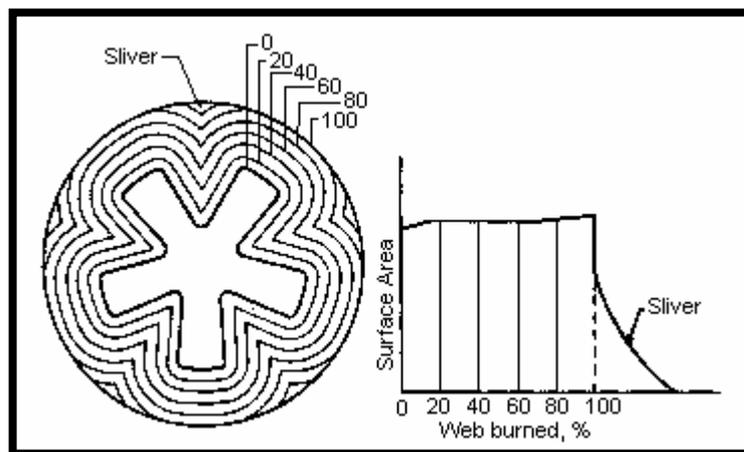
VARIEDAD DE FORMAS DEL CILINDRO

La influencia de la forma del núcleo en la curva empuje-tiempo en el motor genera es proporcional al área en combustión en cualquier instante particular del tiempo. A esto se lo conoce como Área en combustión instantánea. La superficie en combustión en cualquier punto sigue la dirección normal (perpendicular) a la superficie en ese punto, siendo el resultado una relación entre la superficie en combustión y la distancia quemada que depende casi exclusivamente de la forma inicial del grano y los comportamientos restringidos (inhibidos).

El Área en combustión instantánea, es representada en la figura de abajo, donde las líneas de contorno representan la forma del núcleo en momentos

sucesivos durante la combustión. Se puede notar que la forma de la curva empuje-tiempo cambia, con las líneas verticales correspondientes a los mismos instantes sucesivos durante el paso del tiempo. Como puede verse, el grano estrella provee una combustión casi neutral, porque el área de superficie se mantiene prácticamente constante a lo largo de la combustión.

Generalmente es deseada una combustión neutral porque provee una mayor eficiencia en la creación del impulso total, al operar más eficientemente la tobera con una presión de cámara constante.



ÁREA EN COMBUSTIÓN INSTANTÁNEA

Es importante reconocer que el área de combustión de un grano propelente es un parámetro clave en determinar el rendimiento de un motor cohete. La función primaria de un grano propelente es producir los productos de la combustión a una relación de flujo prescrita definida por:

$$M_g = A_b \rho_p r$$

Donde:

M_g es la relación de flujo.

ρ_p es la densidad de la masa del propelente

A_b es el área de combustión y

Γ es la velocidad de quemado del propelente.

El área total de combustión consiste de todas las superficies del propelente que están expuestas a la combustión (y que no están inhibidas de alguna manera).

El área de combustión del propelente depende de:

- La geometría del grano.
- Uso de inhibidores.

Un inhibidor es un material o recubrimiento que es lo suficientemente resistente al calor como para que cualquier superficie cubierta por el inhibidor no entre en combustión durante la duración de operación del motor.

Una propiedad física importante del grano propelente es la densidad de masa, que es utilizada en los cálculos de rendimiento. Si un propelente está compuesto de dos constituyentes, un oxidante y un combustible, la densidad ideal está dada por:

$$\rho_p = \frac{1}{\frac{f_0}{\rho_0} + \frac{f_f}{\rho_f}}$$

Donde:

ρ (rho) designa la densidad

f es la fracción de masa y

los subíndices 0 y

f se refieren al oxidante y el combustible respectivamente.

Si un propelente está compuesto de más de dos constituyentes, entonces la densidad ideal está dada por (donde a , b , c denotan los constituyentes individuales):

$$\rho_p = \frac{1}{\frac{f_a}{\rho_a} + \frac{f_b}{\rho_b} + \frac{f_c}{\rho_c} + \dots}$$

La densidad real puede ser obtenida pesando precisamente un grano para determinar su masa, y midiendo su volumen, con la densidad expresada como:

$$\rho_p = \frac{m_{\text{grano}}}{V_{\text{grano}}} \quad V_{\text{grano}} = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) L$$

Para un grano hueco cilíndrico, donde

- D = Diámetro externo
- d = Diámetro interno (núcleo)
- L = Largo del grano

La densidad real generalmente un porcentaje poco menor que la densidad ideal (típicamente un 94% - 97%), pudiendo haber pequeños vacíos en el grano, y depende de la técnica de fabricación. El mejor método para obtener el volumen es por el principio de Arquímedes, en el cual se debe sumergir el grano en un líquido adecuado y medir el volumen desplazado.

La **Fracción de carga volumétrica** es definida como la fracción del volumen del grano con el Volumen de cámara disponible, y se relaciona con la eficiencia volumétrica del motor, así como es una medida de la eficiencia de rendimiento:

$$V_1 = \frac{V_p}{V_a} = \frac{I_t}{I_{sp} \cdot \rho_p \cdot V_a}$$

Donde:

V_p es el volumen del grano

V_a es el volumen de cámara disponible

It es el impulso total (entregable) y
Isp es el impulso específico del propelente.

La Fracción de tejido es la relación del espesor del tejido del propelente con el radio exterior del grano, y está dada por:

$$W_f = \frac{D-d}{D} = \frac{2.r.t_b}{D}$$

Donde:

Tb es el tiempo de combustión del motor.

Claramente, para maximizar la duración de la combustión, es necesario maximizar la fracción de tejido (ej. El grosor). El "precio" de maximizar el espesor de tejido es la reducción del diámetro del núcleo del grano.

La relación del área entrada a garganta es dada por el área seccionada transversalmente del canal de flujo con el área seccionada transversalmente de la garganta de la tobera:

$$\frac{A_p}{A_t} = \frac{\pi.D^2(1-V_1)}{4A_t}$$

Donde:

Ap es el área de flujo (canal) del grano y
At es el área seccionada transversalmente de la garganta.

La velocidad del gas a lo largo del canal de flujo está influenciada significativamente por la magnitud de la relación de entrada a garganta. La obstrucción de flujo ocurre cuando la relación es 1.0, con la velocidad de flujo a través de la entrada igual a la velocidad de flujo a través de la garganta de la

tobera (sónica). Una combustión erosiva grave ocurrirá bajo esta condición, y es generalmente evitada en el diseño.

El punto crítico de la relación entrada a garganta, depende de la relación de flujo de masa en una ubicación determinada. En realidad, una relación de 1.0 (o menor) puede ser utilizada en el extremo delantero del grano donde la relación de flujo de masa es mínima. La relación del área de entrada a garganta es usada frecuentemente como índice por la cual se establece la tendencia de combustión erosiva, para aquellos propelentes en los que no ha sido establecida, se sugiere una relación de 2.0 a 3.0 (dependiente de la relación L/D).

La relación largo diámetro es la relación que existe entre el largo total del grano con el diámetro exterior del grano. Este parámetro es muy importante en el diseño del motor, porque valores mayores de L/D tienden en resultar en efectos de combustión erosiva mayores (incluyendo combustión erosiva negativa). Valores altos de L/D tienden a generar diferenciales de flujo de masa altos a lo largo del grano, y tendrían mejor aplicación en núcleos escalonados (mayores al acercarse a la tobera).

2.- CLASIFICACIÓN Y CONCEPTOS BÁSICOS DE LOS PROPELENTES

Dentro de las múltiples clasificaciones tradicionales de los Explosivos destacan las que a continuación se detallan, debido fundamentalmente a sus aplicaciones y características de descomposición.

a.- EXPLOSIVOS

Son compuestos o mezclas de compuestos químicos que arden o se descomponen rápidamente generando grandes cantidades de gas y calor, y los consiguientes efectos de presión repentinos. En tiempos de paz los explosivos se utilizan principalmente para voladuras en minería y en cantería, aunque también se emplean en fuegos artificiales, en aparatos de señalización y para hacer remaches y moldear metales. Los explosivos se utilizan también como propulsores para proyectiles y cohetes, como cargas explosivas para la demolición, y como cargas de guerra de bombas, cohetes y misiles.

1) ALTOS EXPLOSIVOS O ROMPEDORES

Constituidos generalmente por compuestos nitrados tales como TNT, pentrita y Tetryl en el uso militar y mezclas como nitrato amónico o dinamita en el uso civil. Se utilizan para provocar averías en el objetivo atacado, siendo la carga explosiva principal de proyectiles, bombas, minas, torpedos y misiles. Deben poseer gran estabilidad química, insensibilidad a las sollicitudes mecánicas y gran resistencia a las temperaturas elevadas, con el objeto de evitar detonaciones prematuras en recámaras, ánimas y sus proximidades. Su descomposición es de carácter detonante y muy exotérmica, pero necesita de una ceba como iniciador, teniendo una velocidad de descomposición de 6, 000 metros por segundo, aproximadamente.

2) EXPLOSIVOS PRIMARIOS O INICIADORES:

Constituidos generalmente de elementos inorgánicos, tales como nitruro de plomo, fulminato de mercurio y estifnato de plomo, entre otros. Por lo general son muy estables químicamente y se emplean para iniciar la deflagración de los propelentes o la detonación de los rompedores, son muy sensibles al choque, chispa, fricción o a la temperatura y su velocidad media de descomposición es del orden de los kilómetros por segundo.

Se emplean para proporcionar una velocidad determinada a un cuerpo material, tales como proyectiles de artillería, cohetes y misiles entre otros. Su descomposición es controlada y relativamente lenta, con el objeto de darle el tiempo de trabajo suficiente a la presión de los gases producidos sin destruir o dañar el dispositivo de lanzamiento ni el elemento a propulsar. Su velocidad de reacción es del orden de los centímetros por segundo.

a) PROPELENTES DE BASE NITROCELULÓSICA:

Son compuestos orgánicos homogéneos que van incrementando su base nitrocelulósica con nitroglicerina y nitroguanidina según su requerimiento energético, mecánico o de forma y táctico. Se emplean generalmente en la propulsión de munición de artillería y de cohetes o misiles. Por su composición química orgánica son inestables.

b) PROPELENTES COMPUESTOS:

Son compuestos inorgánicos que se fijan en una base o aglutinante de origen polimérico, consistentes en oxidantes minerales y reductores metálicos con una granulometría adecuada. Su principal característica es que sus constituyentes no se fusionan completamente; es decir, en su interfase se distinguen claramente cada componente. Se emplean generalmente en fabricación de motores de cohetes y misiles. Por sus constitutivos químicos, no tienen degradación química, sino **FÍSICA**.

Cabe señalar que la principal diferencia química entre los propelentes homogéneos o de Base Múltiple con los propelentes compuestos o Compositas es que los primeros son orgánicos, es decir, contienen Carbono en su composición química, a diferencia de los segundos que son inorgánicos. Lo anterior, determina que sólo habrá descomposición química y probabilidad de auto deflagración en los homogéneos o de Base Nitrocelulósica, sufriendo los propulsores compuestos sólo **DEGRADACIÓN FÍSICA**.

b.- INESTABILIDAD DE LOS PROPELENTES EN SU FUNCIONAMIENTO

No es necesario llegar a la autoignición para tener consecuencias adversas en el manejo de propelentes. Muy por el contrario, cuando un propelente homogéneo comienza un proceso de descomposición y llega a niveles medios puede causar serios trastornos en sus performances de funcionamiento. Como ya observamos, los gases nitrosos producidos en la descomposición química pueden también comenzar a generar polos de concentración que deriven en la aparición de pequeñas cavidades o poros en el seno del propulsor, los que sumados en extensiones considerables forman el ya mencionado "craking".

Si un grano propelente en estas condiciones es activado, al verse incrementada la superficie de quema propia, producto de las mencionadas grietas, generará mayor cantidad de gases por unidad de tiempo, lo que ocasionará un peak de presión no deseado en tiros de artillería y sobrepresiones peligrosas en motores cohete, debido a que las toberas están

diseñadas para descargar una cierta cantidad de flujo másico por unidad de tiempo. Por otro lado, el incremento de la presión aumenta en forma exponencial la velocidad de quema de los propelentes, como podemos apreciar en la siguiente formula, lo que produce aún más cantidad de gases; sumados así estos efectos, tendremos la probable explosión del motor propulsor.

$$V = \beta \times P^n$$

con V = velocidad de quema

β = constante

P = presión

n = índice de presión

Estos efectos anómalos de combustión también se pueden registrar en propelentes compuestos, debido a que, pese a su diferente origen, la nula aparición de productos gaseosos y la incapacidad de autodeflagrarse, su degradación física también provoca aumentos de la superficie de quema, a través de cavidades o craking.

1) COMBUSTIÓN DEL PROPELENTE

Un motor cohete opera bajo el principio de convertir energía calórica, de las reacciones químicas, en energía cinética. En otras palabras, el calor liberado por la combustión del propelente provee la energía calórica; la alta velocidad de los productos de escape saliendo del motor ganan energía cinética. Por esto es que el escape experimenta un gran descenso de temperatura al fluir a través de la tobera, un requerimiento de la ley de la termodinámica llamada "conservación de la energía".

La combustión es simplemente una reacción química exotérmica. Para que este proceso comience se necesita una fuente de calor externa (ignitor) que provea la energía necesaria a un nivel umbral.

2) TOBERA

La función primaria de una tobera es canalizar y acelerar los productos de la combustión producidos por el propelente de tal manera que maximice la velocidad del escape a la salida, a una velocidad supersónica. La tobera familiar de un cohete, conocida como convergente-divergente o Tobera de Laval, cumple con esta característica con una simple geometría. En otras palabras, lo hace variando el área seccionada transversalmente (o diámetro) de una manera exacta.

El análisis de la tobera de un cohete involucra el concepto de "Flujo de fluido compresible unidimensional constante de un gas ideal". Brevemente, esto significa que:

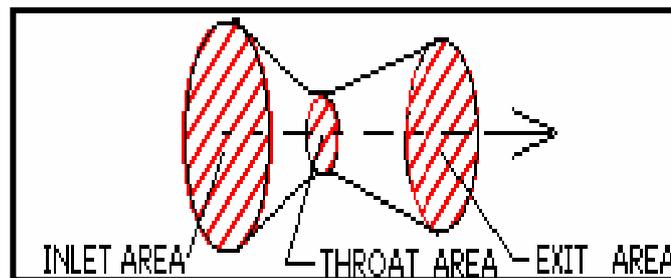
- El flujo del fluido (gases de escape + partículas condensadas) es constante y no cambia a lo largo del tiempo de combustión.
- El flujo unidimensional significa que la dirección del flujo es a lo largo de una línea recta, para una tobera, se asume que el flujo se encuentra a lo largo del eje de simetría.
- El flujo es compresible, cuando es empleado generalmente para gases moviéndose a altas velocidades (generalmente supersónicas), en otro caso el concepto de flujo incompresible, es el utilizado para líquidos y gases moviéndose a velocidades inferiores a la del sonido. Un fluido compresible exhibe cambios significantes en densidad, un incompresible no lo hace.
- El concepto de gas ideal es una asunción simplificadora, que nos permite usar una relación directa entre la presión, densidad y temperatura, que son propiedades que son particularmente importantes en el análisis del flujo a través de la tobera.

Las propiedades del fluido, como la velocidad, densidad, presión y temperatura, en un flujo de un fluido compresible, están afectadas por:

- Cambio del área seccionada transversalmente.
- Fricción
- Perdida de calor con los alrededores

La meta del diseño de una tobera de cohete es acelerar los productos de la combustión a la velocidad de salida lo mas alta posible. Esto se logra diseñando el perfil geométrico de la tobera necesario apuntando a la condición de flujo isentrópico. Se considera flujo isentrópico al que solo depende del área seccionada transversalmente, que necesita ser adiabático (sin perdida de calor) y no tiene rozamiento. Por esto, en una tobera, es necesario minimizar los efectos del rozamiento, los disturbios de flujo y las condiciones que puedan llevar a perdidas por choques. De esta manera, las propiedades del flujo están cercanas a ser isentrópicas, y simplemente son afectadas por el cambio del área seccionada transversalmente cuando el fluido se mueve a través de la tobera.

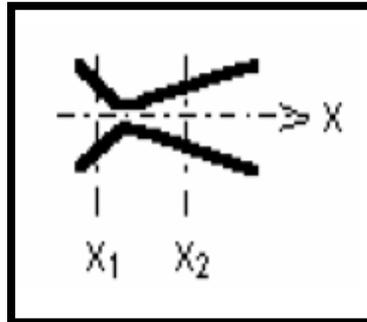
Las áreas seccionadas transversalmente típicas de una tobera que son de interés particular son mostradas en la siguiente figura



El análisis de un flujo de fluido compresible involucra cuatro ecuaciones de interés:

- Energía
- Continuidad
- Momento
- Ecuación de estado

La ecuación de la energía deriva del principio de conservación de la energía. Para un flujo adiabático entre dos puntos cualesquiera, x_1 y x_2 , está dada por:



$$h_1 - h_2 = \frac{1}{2} (v_2^2 - v_1^2) = C_p (T_1 - T_2)$$

Donde h representa la entalpía del fluido (que puede ser considerada como la energía disponible para la transferencia de calor), v es la velocidad de flujo en una dirección x , C_p es la *capacidad calorífica* del fluido, y T es la temperatura del fluido.

Esta ecuación provee una importante visión de cómo funciona una tobera de cohete. Observar los primeros dos términos muestra que el cambio (disminución) en la entalpía es igual al cambio (incremento) en la energía cinética. En otras palabras, el calor del fluido que está siendo usado para acelerar el flujo a una mayor velocidad. La capacidad calorífica puede ser aproximada a ser constante, y es una propiedad determinada por la composición de los productos de la combustión.

Es aparente, entonces, que las propiedades de un fluido (Ej. Temperatura) son función de la velocidad del flujo. Para describir el estado de un fluido en cualquier punto a lo largo de su flujo, es conveniente considerar el estado de estagnación como estado de referencia. Las propiedades de estagnación pueden considerarse como las propiedades que resultarían si

el fluido fuese (isentropicamente) desacelerado a velocidad cero (Ej. Flujo estagnante).

La temperatura de estagnación, T_0 , es encontrada en la ecuación de la energía (haciendo $v_2=0$), de esta manera:

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2C_p}$$

Para un proceso de flujo isentropico, la siguiente relación importante entre las propiedades de estagnación para temperatura, presión y densidad del fluido mantienen:

$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{k-1}$$

Donde **k** es la importantísima **relación de calores específicos**, también conocida como **exponente isentropico**, definida como:

$$k \equiv \frac{C_p}{C_v} = \frac{C_p}{C_p - R}$$

Tanto C_p como R (constante específica de los gases) son propiedades determinadas por la composición de los productos de la combustión, donde $R = \bar{R}/M$, donde \bar{R} es la *constante universal de los gases*, y M es el *peso molecular efectivo* de los productos de la combustión. Si los productos de la combustión contienen un porcentaje apreciable de partículas en fase condensada (humo), el valor del peso molecular efectivo, M , debe tenerlo en cuenta. Así también, un k apropiado debe ser utilizado teniendo en cuenta el flujo bifásico.

La velocidad sónica local, a , y el número de Mach, M , (definido como la relación de la velocidad de flujo con la velocidad sónica local), esta dada por:

$$a = \sqrt{kRT} \qquad M = \frac{V}{a}$$

3.- CONCEPTOS BÁSICOS

a.- EMPUJE

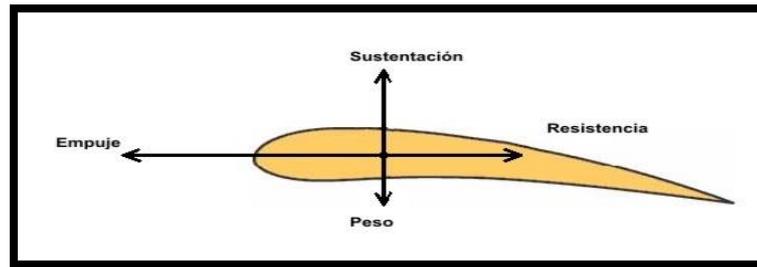
El empuje es una fuerza de reacción descrita cuantitativamente por la tercera Ley de Newton. Cuando un sistema expelle o acelera masa en una dirección (acción), la masa acelerada causará una fuerza igual en sentido opuesto (reacción).

Matemáticamente esto significa que la fuerza total experimentada por un sistema se acelera con una masa m que es igual y opuesto a m veces la aceleración a experimentada por la masa:

$$F = M \cdot A$$

Por ejemplo, un avión genera empuje hacia adelante cuando la hélice que gira empuja el aire, o expulsa los gases expansivos del reactor, hacia atrás del avión. El empuje hacia adelante es proporcional a la masa del aire multiplicada por la velocidad media del flujo de aire.

Similarmente, un barco genera empuje hacia adelante (o hacia atrás) cuando la hélice empuja agua hacia atrás (o hacia adelante). El empuje resultante empuja al barco en la misma dirección y sentido opuesto a la suma del cambio de momento del agua que fluye a través de la hélice. Un cohete y toda la masa unida a él, es propulsado hacia adelante por un empuje igual y en sentido opuesto a la masa multiplicada por su velocidad respecto al cohete.



FUERZA O EMPUJE DE UN VEHICULO

La Fuerza o Empuje normalmente se mide en:

- Kilogramo Fuerza.
- Libra Fuerza.
- Newtons.
- Dinas.

1) RELACIÓN EMPUJE A PESO

La relación empuje a peso (donde peso se refiere al peso en la superficie de la tierra) es un parámetro adimensional característico de los motores de cohete, los motores a reacción, y los vehículos propulsados por este tipo de motores (típicamente vehículos espaciales y aviones a reacción). Se usa como figura de mérito para comparaciones cuantitativas de diseño de vehículos y motores.

Evidentemente el valor es mayor para el motor que para la totalidad del vehículo de lanzamiento; el último tiene que ser mayor que uno (por ejemplo 1,4) en el lanzamiento desde la superficie de la tierra (desde la Luna puede ser menor).

Existen muchos factores que afectan a la relación empuje a peso y para una comparación válida, el empuje debería ser medido bajo condiciones controladas. Entre los factores que afectan al empuje está, la temperatura, presión, densidad y composición del flujo libre de aire. Dependiendo del motor o vehículo bajo consideración, el peso efectivo puede cambiar por el consumo de combustible y la gravedad en el punto de uso.

Por ejemplo, El motor de cohete ruso RD-180 produce 3.820 kN de empuje a nivel del mar y tiene una masa en vacío de 5.307 Kg.

Utilizando una gravedad de 9,80665 m/s², la relación empuje a peso se calcula como sigue:

$$\frac{T}{W} = \frac{3.820 \text{ kN}}{(5.307 \text{ kg})(9,807 \text{ m/s}^2)} = 0,7340 \frac{\text{kN}}{\text{N}} = 73,40 \frac{\text{kN}}{\text{kN}} = 73,40$$

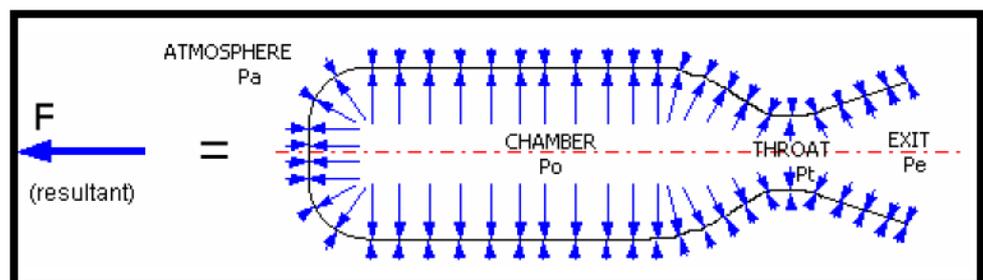
2) EMPUJE DE UN MOTOR COHETE Y COEFICIENTE DE EMPUJE

El empuje que genera un motor cohete es una clave fundamental en su rendimiento. Sin duda, este es el parámetro que mas debe tener en cuenta. El empuje, que es la fuerza que el motor genera, es lo que propulsa al cohete hacia el espacio.

El empuje es generado por la masa expelida (el escape) fluyendo a través de la tobera a una alta velocidad. La expresión para el empuje está dada por:

$$F = \int P \, dA = m V_e + (P_e - P_a) A_e$$

Donde el término de la izquierda en la ecuación representa la integral de las fuerzas de presión (resultante) actuando en la cámara y la tobera, proyectada en un plano normal al eje de simetría de la tobera, como se muestra en la siguiente figura:



La presión interna es más alta dentro de la cámara y decrece constantemente en la tobera hacia la salida. La presión externa (atmosférica) es uniforme sobre las superficies exteriores.

En el primer término del lado derecho de la ecuación, m es la tasa de flujo de masa de los productos de escape y V_e es la velocidad de escape. El segundo término del lado derecho de la ecuación es el llamado empuje de presión, que es igual a cero para una tobera con una relación de expansión óptima ($P_e = P_a$), A_e es el área de salida de la tobera.

Considerando la continuidad (conservación de masa) en la garganta de la tobera, esta ecuación puede ser reescrita como:

$$F = \rho^* A^* v^* V_e + (P_e - P_a)A_e$$

Esta expresión ahora puede ser modificada usando algunas de las siguientes ecuaciones:

Relación de densidad de fluido (con $M=1$ en la garganta), ρ_0 / ρ .

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$$

Velocidad de flujo crítica (en garganta), V^* Con $V^*=a$.

$$a = \sqrt{kRT} \quad M = \frac{v}{a}$$

Velocidad de salida en tobera, V_e .

$$V_e = \sqrt{2T_0 \left(\frac{R'}{M}\right) \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}$$

Ecuación de estado para un gas ideal, $P = \rho R T$

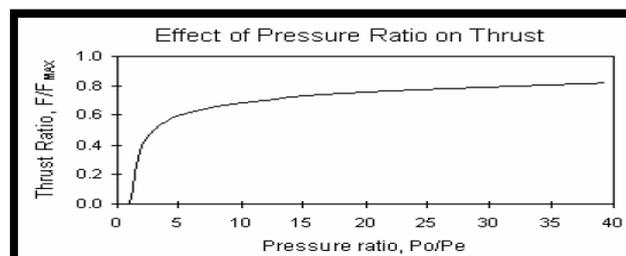
Entonces tenemos:

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

Esta ecuación nos muestra que, si el término de presión de empuje es cero, el empuje es directamente proporcional al área de garganta, A^* , y es casi directamente proporcional a la presión de cámara, P_0 .

Esto es particularmente interesante. Significa que si el tamaño de la garganta es duplicado, el empuje será duplicado (si se mantiene la presión de cámara). Lo mismo para la presión de cámara, si es duplicada, el empuje es casi duplicado. En realidad, las cosas no son tan simples, porque el área de garganta y la presión de cámara se encuentran unidas, como se explicará luego. Significa que duplicar el tamaño de la garganta implicaría cambios significativos en el diseño, como el incremento de la superficie de combustión. Igualmente si la presión es la acrecentada, las paredes del motor deberán ser más fuertes.

Relación de presión a lo largo de la tobera, P_e/P_0 , como se muestra en el gráfico:



Este gráfico muestra la relación de empuje, F/F_{max} , contra la relación de presión (o expansión) donde F_{max} es el empuje que puede ser obtenido de una relación de expansión infinita (expandiéndose en el vacío, $P_e=0$). En el gráfico, el empuje indicado, F , excluye el término de presión de empuje. El empuje total producido está dado por $F_{total} = F + (P_e - P_a) A_e$.

Si la relación de presión y la relación de expansión es 1, entonces $F = 0$. El único empuje producido por tal tobera es el empuje de presión, o $F_{total} = (P_e - P_a) A_e$. Tal tobera, por supuesto, no tendría sección divergente, como $A^*/A_e=1$, y sería una tobera muy mal diseñada.

La subida de la curva es muy escalonada inicialmente, entonces comienza a aplanarse más allá de $P_0 / P_e = 5$. Esto es significativo, porque indica que aun hasta una tobera provista con una mínima expansión sería significativamente benéfica. Con una relación de presión de 5, el empuje resultante es alrededor de un 60% del máximo teórico. De la ecuación 14, puede verse que la relación de expansión de área requerida es solo $A_e / A^* = 1,38$ (para $k=1,2$), lo que se traduce en una relación salida a garganta de tobera menor que 2.

El grado al cual el empuje es amplificado por la tobera está cuantificado por el Coeficiente de empuje, C_f , y es definido en término de la presión de cámara y área de garganta

$$F = C_f A^* P_0$$

El Coeficiente de Empuje determina la amplificación del empuje debida a la expansión del gas en la tobera comparado con el empuje que sería producido si la presión de cámara actuara solo sobre el área de la garganta. La ecuación puede re expresarse en:

$$C_f = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}$$

Como nota final, debería ser recordado que las ecuaciones de empuje y C_f requieren que k sea corregido para el flujo bifásico.

b.- IMPULSO TOTAL

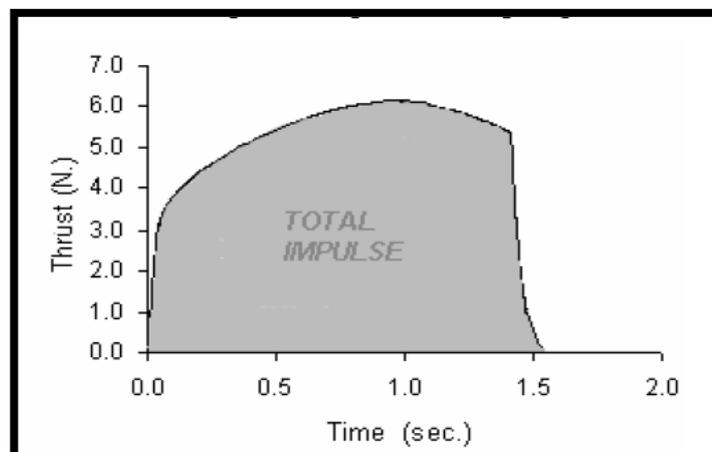
Aunque el empuje es una clave importante para la caracterización de la capacidad de elevación de un motor cohete, éste no provee una indicación de que tan alto será propulsado el cohete. Para esto, uno necesita medir la salida total en términos de capacidad de propulsión. La clave esencial para esto es el **impulso total** del motor cohete, que incorpora el elemento esencial del tiempo, o la duración del empuje.

El impulso total es definido como la integral del empuje sobre la duración operativa del motor.

$$I_t = \int_0^{t_b} F dt$$

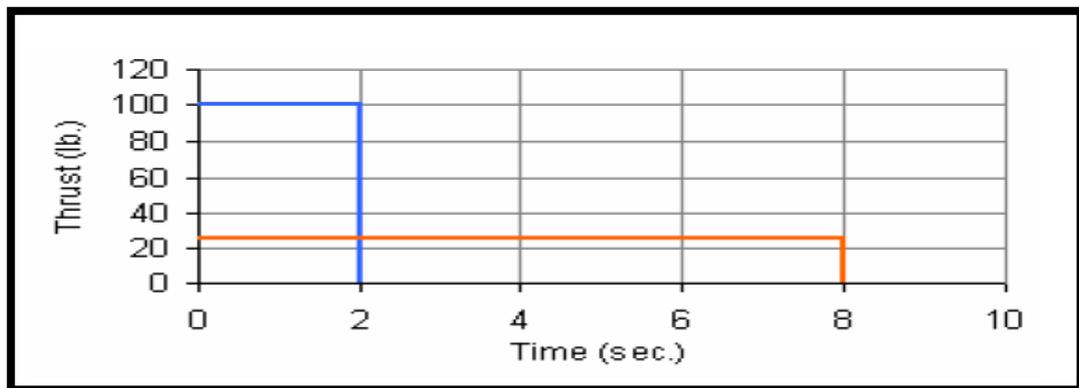
Y es representada por el área bajo la curva empuje-tiempo

Las unidades son las de fuerza multiplicadas por el tiempo, generalmente libras-segundo (lb-s) o Newton-segundo (N-s).



ÁREA BAJO LA CURVA EMPUJE-TIEMPO.

Es importante tener en cuenta que el impulso total solo nos dice parte de la historia con respecto a la capacidad propulsora de un cohete. Por ejemplo, un motor que entrega un impulso total de 200 Lb-s puede proveer de un empuje promedio de 100 lb. por 2 segundos ($100 \text{ lb.} \times 2 \text{ s} = 200 \text{ lb-s}$), o puede entregar un empuje de 25 lb. por 8 segundos ($25 \text{ lb.} \times 8 \text{ s} = 200 \text{ lb-s}$), como se muestra en la figura. Ambos entregan el mismo impulso total, que generalmente se abrevia como I_t .



CURVA EMPUJE-TIEMPO

La altitud lograda diferirá, con este efecto siendo más significativo a medida que la relación empuje/masa decrece. La diferencia más pronunciada será en la aceleración del cohete, porque la aceleración inicial del cohete está dada por:

$$a = F/m - g$$

Donde:

F es el empuje

m es la masa del cohete al momento del despegue

g es la aceleración de la gravedad.

Con una aceleración más baja, más tiempo le llevara al cohete lograr una velocidad en la cual las aletas le provean una estabilidad efectiva. Y en un caso extremo, si el empuje es menor que el peso al momento del despegue, el

cohete ni siquiera dejará la plataforma de despegue, sin importar el impulso total del motor.

c.- VELOCIDAD CARACTERÍSTICA

La velocidad característica, también llamada c-estrella o simplemente c^* , es una figura de merito termodinámico para un propelente determinado y puede ser considerada como indicativo de la eficiencia de combustión. La expresión para c^* ideal es dada en la siguiente ecuación y puede verse que solo es función de los productos de la combustión (k , M , T_0).

$$c^* = \sqrt{\frac{R'/M T_0}{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}$$

El valor utilizado para k debe tener en cuenta la mezcla de gases con partículas en fase condensada.

El Impulso Especifico I_{sp} relacionado con c^* como vemos a continuación:

$$I_{sp} = c^* C_f / g$$

Donde:

c^* estima la influencia de la combustión.

g el coeficiente de gravedad y

C_f (coeficiente de empuje) estima la influencia de la tobera.

Así también, c^* puede considerarse análogo al impulso específico con $C_f=1$.

La c^* entregada puede ser obtenida de la curva presión-tiempo del motor cohete, siendo dada por la integral por el tiempo de la presión sobre la

combustión, multiplicada por la relación de área de garganta a masa propelente, de esta manera:

$$c^* = \frac{A_t}{m_p} \int_0^{t_b} P(t) dt$$

d.- IMPULSO ESPECÍFICO

El **Impulso Específico** que el propelente es capaz de producir (sea teórico o real) es la clave del potencial de rendimiento. En su forma básica, el Impulso Específico es considerado como el empuje producido por unidad de masa (Ej. Lb. o Kg.) del propelente sobre el tiempo de combustión de 1 segundo. Como tal, las unidades del impulso específico serían Lb-s/lb o N-s/Kg. En el conjunto de unidades formales, puede considerarse que Lb se simplificaría, dando la unidad más convencional de segundos. Para el último conjunto de unidades, la división de el Impulso Específico en N-s/Kg por la aceleración de la gravedad, g (9,806 m/s) resulta en dar segundos.

El impulso específico entregado producido por un motor, por ejemplo de medidas de una prueba estática, es obtenido de la expresión

$$I_{sp} = I_t / W_p$$

Donde:

W_p es el peso del propelente (lb o Kg x g).

El impulso específico entregado depende de:

- Taza de flujo de masa, de este modo del tamaño del motor.
- Energía de combustión disponible del propelente.
- Eficiencia de la tobera.
- Condiciones de presión ambiental.
- Pérdida de calor en el motor.

- Perdidas por flujo bifásico.
- Eficiencia de la combustión.

El **Impulso Específico Ideal** del propelente de un cohete es calculado usando la siguiente ecuación:

$$V_e = \sqrt{2T_0 \left(\frac{R'}{M} \right) \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

Que expresa la velocidad de escape, V_e , en términos de las propiedades de flujo y la relación de presión. Como $V_e = c^* C_f$, el Isp ideal puede ser determinado con:

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \sqrt{2T_0 \left(\frac{R'}{M} \right) \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

e.- PRESIÓN

Cuando sobre una superficie plana de área A se aplica una fuerza normal F de manera uniforme y perpendicularmente a la superficie, la presión P viene dada por:

$$P = \frac{F}{A}$$

En un caso general donde la fuerza puede tener cualquier dirección y no estar distribuida uniformemente en cada punto la presión se define como:

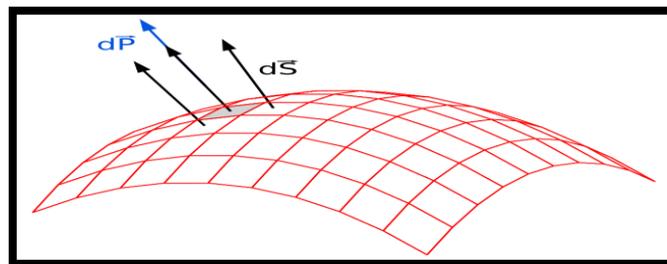
$$P = \frac{d\vec{F}}{dA} \cdot \vec{n}$$

Donde:

\vec{n} es un vector unitario y normal a la superficie en el punto donde se pretende medir la presión.

En física y disciplinas afines la presión es una magnitud física que mide la fuerza por unidad de superficie, y sirve para caracterizar como se aplica una determinada fuerza resultante sobre una superficie.

En el Sistema Internacional de Unidades la presión se mide en una unidad derivada que se denomina pascal (Pa) que es equivalente a una fuerza total de un newton actuando uniformemente en un metro cuadrado.



FUERZA SOBRE UN AREA

1) DIFERENCIAL DE PRESIÓN

La densidad de fuerza \vec{f} es igual al gradiente de la presión:

$$\vec{f} = \frac{d\vec{F}}{dV} = \nabla P$$

Si hace referencia a la fuerza gravitacional, la densidad de la fuerza es el peso específico. La anterior igualdad hace que podamos interpretar a la presión como una suerte de energía potencial por unidad de volumen.

2) PRESIÓN ABSOLUTA Y RELATIVA

Además, en determinadas aplicaciones la presión se mide no como la presión absoluta sino como la presión por encima de la presión atmosférica, denominándose **presión relativa**, **presión normal**, **presión de gauge** o

presión manométrica. Consecuentemente, la presión absoluta es la presión atmosférica más la presión manométrica (presión que se mide con el manómetro).

La Presión normalmente se mide en:

- Atmosferas.
- Bar.
- Kg/cm².
- Pascales.
- PSI.
- Torr.

3) PRESIÓN EN LA CÁMARA

La presión de cámara que genera un motor cohete es de crucial importancia para la operación exitosa de un motor cohete. No solo la presión de cámara influye fuertemente la tasa de combustión del propelente, la eficiencia termodinámica y el empuje, sino que la presión de cámara carga estructuralmente las paredes del motor a un punto crítico.

Comprender la naturaleza de la generación de la presión de cámara y predecirla precisamente, es una de las claves para un satisfactorio diseño y funcionamiento del motor cohete.

Observando el gráfico de la presión de cámara sobre la duración de operación de un motor cohete en la siguiente figura, puede verse que hay tres fases importantes de operación distintas.

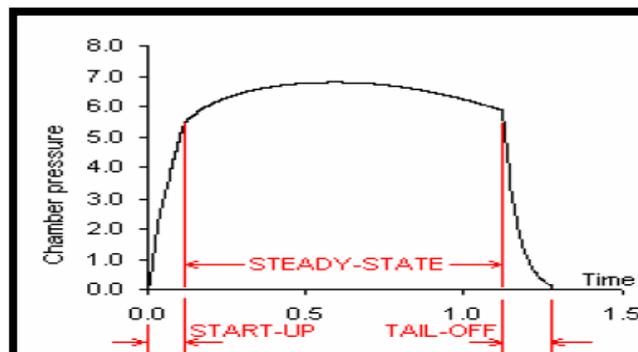


GRÁFICO DE LA PRESIÓN DE CÁMARA.

La curva de presión del motor cohete exhibe una conducta de estado constante y transitorio. Las fases transitorias son cuando la presión varía sustancialmente con el tiempo - durante la ignición y fase de encendido, y completando (o casi completando) el consumo del propelente, cuando la presión cae al nivel ambiental. La variación de la presión de cámara durante la fase de combustión en estado constante está dada principalmente por la variación de la geometría del grano propelente (Área superficial de combustión) con su variación de tasa de combustión asociada. Otros factores que pueden jugar un rol, como ser, la erosión de la garganta de la tobera, y el aumento de la tasa de combustión erosiva.

Primero que nada, serán consideradas las fases de presión de ignición y estado constante. La fase de ignición es hipotéticamente muy breve, aunque en la realidad, la ignición del grano propelente por completo no ocurre instantáneamente. La duración real de la fase de ignición es fuertemente dependiente de la efectividad del sistema ignición utilizado.

La fase de estado constante claramente domina el rendimiento del motor, y por lo tanto, constituye la condición de diseño.

Para determinar el crecimiento de la presión de ignición, y el nivel de presión en estado constante, se debe tener en cuenta que la tasa de generación de productos de la combustión es igual a la tasa de consumo del grano propelente, que está dada por:

$$M_g = A_b \rho_p r$$

Donde:

ρ_p es la densidad del propelente

A_b es el área de combustión del grano propelente

r es la tasa de combustión del propelente (taza de regresión de superficie).

Es importante destacar que los productos de la combustión pueden consistir tanto de materia en estado gaseoso como en fase condensada. La fase condensada, que se manifiesta como humo, pueden ser partículas sólidas o líquidas. Solo los productos gaseosos contribuyen a la creación de presión. La fase condensada, de cualquier manera, contribuye con el empuje (rendimiento general) del motor cohete, dada su masa y velocidad.

f.- TEMPERATURA

La temperatura es una magnitud referida a las nociones comunes de calor o frío. Por lo general, un objeto más "caliente" tendrá una temperatura mayor. Físicamente es una magnitud escalar relacionada con la energía interna de un sistema termodinámico. Más específicamente, está relacionada directamente con la parte de la energía interna conocida como "energía sensible", que es la energía asociada a los movimientos de las partículas del sistema, sea en un sentido de traslacional, rotacional, o en forma de vibraciones. A medida que es mayor la energía sensible de un sistema se observa que está más "caliente" es decir, que su temperatura es mayor.

En el caso de un sólido, los movimientos en cuestión resultan ser las vibraciones de las partículas en sus sitios dentro del sólido. En el caso de un gas ideal monoatómico se trata de los movimientos traslacionales de sus partículas (para los gases multiatómicos los movimientos rotacional y vibracional deben tomarse en cuenta también).

El desarrollo de técnicas para la medición de la temperatura ha pasado por un largo proceso histórico, ya que es necesario darle un valor numérico a una idea intuitiva como es lo frío o lo caliente.

Multitud de propiedades fisicoquímicas de los materiales o las sustancias varían en función de la temperatura a la que se encuentren, como por ejemplo su estado (sólido, líquido, gaseoso y plasma.), su volumen, la solubilidad, la presión de vapor, su color o la conductividad eléctrica. Así mismo es uno de los factores que influyen en la velocidad a la que tienen lugar las reacciones químicas.

La temperatura se mide con termómetros, los cuales pueden ser calibrados de acuerdo a una multitud de escalas que dan lugar a las unidades de medición de la temperatura.

La termodinámica (del griego $\theta\epsilon\rho\mu\text{-}$, termo, que significa "calor" 1 y $\delta\acute{\upsilon}\nu\alpha\mu\iota\varsigma$, dinámico, que significa "fuerza" 2) es una rama de la física que estudia los efectos de los cambios de la temperatura, presión y volumen de los sistemas físicos a un nivel macroscópico. Aproximadamente, calor significa "energía en tránsito" y dinámica se refiere al "movimiento", por lo que, en esencia, la termodinámica estudia la circulación de la energía y cómo la energía infunde movimiento. Históricamente, la termodinámica se desarrolló a partir de la necesidad de aumentar la eficiencia de las primeras máquinas de vapor.

El punto de partida para la mayor parte de las consideraciones termodinámicas son las leyes de la termodinámica, que postulan que la energía puede ser intercambiada entre sistemas físicos en forma de calor o trabajo. También se postula la existencia de una magnitud llamada entropía, que puede ser definida para cualquier sistema. En la termodinámica se estudian y clasifican las interacciones entre diversos sistemas, lo que lleva a definir conceptos como sistema termodinámico y su contorno. Un sistema termodinámico se caracteriza por sus propiedades, relacionadas entre sí mediante las ecuaciones de estado. Éstas se pueden combinar para expresar la energía interna y los potenciales termodinámicos, útiles para determinar las condiciones de equilibrio entre sistemas y los procesos espontáneos.

Con estas herramientas, la termodinámica describe cómo los sistemas responden a los cambios en su entorno. Esto se puede aplicar a una amplia variedad de temas de ciencia e ingeniería, tales como motores, transiciones de fase, reacciones químicas, fenómenos de transporte, e incluso agujeros negros. Los resultados de la termodinámica son esenciales para otros campos de la física y la química, ingeniería química, ingeniería aeroespacial, ingeniería mecánica, biología celular, ingeniería biomédica, y la ciencia de materiales por nombrar algunos.

En el Sistema Internacional de Unidades, la unidad de temperatura es el kelvin. Sin embargo, fuera del ámbito científico el uso de otras escalas de temperatura es común el uso de la escala Celsius (antes llamada centígrada) y en los países anglosajones, la escala Fahrenheit. También existe la escala Rankine (°R) que establece su punto de referencia en el mismo punto de la escala Kelvin.

La Temperatura normalmente se mide en grados:

- Celsius.
- Kelvin.
- Fahrenheit.
- Rankine.

4.- BANCO DE ENSAYO DE MOTORES COHETE

a.- INTRODUCCION

Los grandes proveedores de sistemas de armas siempre otorgan un rango de vida para el servicio de sus productos bélicos, durante el cual certifican que, bajo ciertas condiciones de almacenamiento, dichos armamentos cumplirán con los requerimientos solicitados tanto en su confiabilidad de impactar y dañar al blanco, como en la seguridad de manipularlos y almacenarlos; a este período de tiempo se le conoce como Tiempo de Vida Útil (TLV) del armamento.

Desde la Segunda Guerra mundial las grandes potencias iniciaron un gran desarrollo tecnológico de sus propelentes, debido básicamente a la optimización de sus performances balísticas (fundamentalmente alcance y velocidad inicial) y a mejorar su limitada vida útil, que es disminuida por la pérdida de sus propiedades químicas manifestada con el paso del tiempo de almacenamiento en polvorines y almacenes.



BANCO DE MOTOR COHETE

En efecto, toda arma de una plataforma aérea, terrestre, o naval, cuenta con dos sistemas explosivos bien definidos: el de propulsión y el de destrucción. El primero de ellos, está conformado generalmente por un iniciador, su ceba y finalmente el propelente característico para cada arma. A modo de ejemplo, en un tiro de artillería distinguimos el estopín, seguido del multiplicador de llama y sus granos de propelente de base múltiple. El segundo de ellos, se constituye generalmente de un mecanismo de activación, como las espoletas y su respectiva carga de combate, lo que podemos observar en la munición convencional de artillería, en misiles y torpedos.

Debido a que los explosivos en general son mezclas de elementos orgánicos, fabricados mediante procesos químicos que alteran su equilibrio natural, estos elementos están expuestos a la descomposición de su estructura molecular a través del tiempo, la que consiste básicamente en devolver a los componentes su estado natural original y que va acompañada de otra reacción química; a este último proceso se le conoce como degradación química, la que provoca la inestabilidad de dichos elementos.

Esta degradación química es la que limita la vida útil que normalmente entrega la autoridad de diseño a los diferentes armamentos y debido a su naturaleza no

es factible de evitar. Sólo se pueden aminorar sus efectos, mediante la adición de estabilizantes, o retardar dicha degradación, con acertadas políticas de almacenamiento, controlando fundamentalmente la temperatura y humedad reinante en los centros de acopio.

Las consecuencias más negativas de estas degradaciones químicas son la alteración de las performances de funcionamiento tanto de los propelentes y alto explosivos, como de los iniciadores involucrados. Como ejemplo se puede citar la alteración de la velocidad de deflagración de los propelentes y sus respectivas consecuencias en las curvas de presión en recámaras y ánimas, la interrupción de la propagación de la onda de choque de los altos explosivos y la excesiva sensibilidad que adquieren los detonadores.

Sin embargo, lo más peligroso de todos estos cambios es la capacidad que adquieren para poder autoiniciarse estando en el reposo del almacenamiento, debido a que alcanzan su mínima energía de activación con las temperaturas que generan estas reacciones exotérmicas de descomposición. Lo anterior, sólo puede ocurrir en los propelentes, tema central del presente trabajo, debido a los bajos umbrales necesarios para alcanzar dicha energía de activación, siendo muy difícil su ocurrencia en alto explosivos e iniciadores, los que requieren márgenes de energía mayores o, en algunos casos, distintos.

Lo anterior, motiva a los fabricantes y consumidores de avanzada a eliminar los lotes de munición o armas que cumplen con sus ciclos de vida útil, reemplazándolas por nuevos lotes. Sin embargo, esta realidad escapa para fuerzas armadas de presupuestos bajos y no deja otra alternativa que la adquisición de armamento de "segunda mano" o la extensión de la vida útil de elementos vencidos, a través de Planes de vigilancia o similares.

En el Perú específicamente en la Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial CONIDA, la Actividad de Cohetería está desarrollando una Tecnología para el Diseño y la Fabricación de Sistemas de motores cohete de Propulsantes sólidos compuestos. Partiendo de las especificaciones del motor se procede a determinar el tipo de Propulsante a utilizar, así como un

estudio de balística interna del motor, la configuración de la tobera, la cámara de combustión, el sistema de ignición y la interfaces del sistema.

Las actividades destinadas a detallar el estudio de los elementos del motor y de su operación incluyen análisis termo-estructurales del conjunto y de sus componentes y estudios fluido-dinámicos de la operación del motor.

Los resultados de estas actividades se recogen en planos y procedimientos de fabricación, memorias técnicas, planes de ensayos de calificación del motor y en el manual del motor.

Después de la fase de diseño, se procede a la fase de fabricación de los distintos componentes del sistema, posteriormente se lleva la ejecución de los ensayos de calificación programados en el Plan de Calificación del Motor.

Los ensayos mínimos recomendados consisten en ensayos de vibración de alta y baja temperatura, ensayos ambientales de ciclo frío más ciclo caliente y disparos en Banco de Motores Cohete cubriendo el rango de temperaturas de operación del motor.

Los Ensayos estáticos en Banco de prueba de motores cohete son elementos esenciales 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 en un cohete montado en una rampa de lanzamiento, es un concepto de SEGURIDAD."

b.- REFERENCIAS

Banco de Pruebas de motores de cohetes de EMRTC (Energetic Materials Research and Testing Center) y sus capacidades.

Un Banco de pruebas de motores cohete es una construcción compleja estacionaria, está dotada de equipos tecnológicos con instrumentos de regulación, de medida y control de tecnología de avanzada.

En esta construcción se hacen pruebas de fuegos de los motores cohete.

Este Banco de pruebas integra un compartimento ígneo con soportes dotados de dispositivos para medir empuje de los motores cohete, compartimentos de Propulsante con dispositivos de aprovisionamiento y drenaje, con sistema de súper compresión y de drenaje y con conductos principales de alimentación; banco automático de pruebas eléctricas, neumáticas e hidráulicas; puestos de medida y control; instalaciones de absorción de luz, de amortiguación del sonido, de refrigeración del sistema de escape, de neutralización de los productos tóxicos en los gases perdidos y de neutralización de los desperdicios de los elementos tóxicos del Propulsante; aparatos para crear el vacío, que imiten las condiciones de altura durante las pruebas del motor; sistemas para la regulación termo-estática (calentamiento y enfriamiento del motor y de los componentes del Propulsante en amplios límites); sistema de barrido; aparatos elevadores para el montaje y desmontaje del motor, etc.; equipo para calibrar los sistemas de medida (empuje, consumo de componentes del Propulsante, etc.) y muchos otros servicios auxiliares que aseguran la aplicación del banco de prueba.

EMRTC es una filial de la Universidad de New Mexico Tech. y se especializa en la Investigación, desarrollo y análisis de materiales energéticos, tanto para empresas y clientes privados, así como al gobierno desde el año 1995.

La instalación del sitio de prueba de motores cohete dispone de 02 bancos de pruebas, para un Empuje nominal de 8,000 Lbs (3,000Kg.) y otra de 80,000 lbs. (30,000Kg.).

c.- COMPONENTES DEL BANCO DE PRUEBAS O TEST STANDS PARA MOTORES COHETE DE PROPULSANTES SÓLIDOS COMPUESTOS.

Previamente se debe considerar lo siguiente:

- El Sitio físico donde se realizan los ensayos deben tener características especiales por su propia naturaleza, debido a que presentan mayores riesgos de explosión, por ello se debe seleccionar el sitio de 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 reparo 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. Prever 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.

Los componentes que lo integran son:

- 1) **El Edificio construido de concreto armado** (acero y hormigón) con techo aligerado para aliviar la onda de presión de una posible explosión, instalada sobre una losa de concreto, ahí adentro se instala lo siguiente:
 - a) **Banco de Pruebas construido en concreto armado** (las dimensiones se establecerá en función del motor-cohete más grande a ensayar).
 - b) **Estructuras o Dispositivos metálicos** que se anclan sobre el banco y permiten fijar diversos tamaños de motores cohete.
 - c) **Elementos de medición de los parámetros** que se ensayan como Presión, Empuje, Temperatura, Vibraciones etc.

d) Elementos de registro de los parámetros del ensayo y registro visual del ensayo.

- 2) Centro de Control de Pruebas que alberga los equipos y el personal necesario para controlar, observar, supervisar y controlar el funcionamiento de la prueba.
- 3) **Los Servicios técnicos** (En adición con el banco, y el centro de control, se requiere facilidades técnicas como agua, electricidad, presión de gas, agua, electricidad, gas de alta presión, sistemas de Propulsarte, etc), así como el correspondiente equipo de apoyo en tierra necesarios

d.- CARACTERISTICAS DE LOS BANCOS DE ENSAYO DE MOTORES COHETES.

Con el avance de la tecnología, la fabricación de Banco de Ensayo de Motores Cohete o "Test Stands" en idioma inglés, se vuelto una realidad más accesible tanto desde el punto de vista económico como desde la óptica de producción, un Banco de Ensayo de Motores Cohete, es un elemento donde se colocan los motores cohete para su ensayo y obtención de de los parámetros gaseo dinámicos de presión, temperatura y empuje.

La Fuerza Aérea del Perú cuenta con una gran cantidad de cohetes aire-tierra y misiles aire-aire, aire-superficie y superficie-aire, los cuales se encuentran vencidos en su Tiempo Límite de Vida (TLV), lo cual afecta la operatividad de los mismos en las aeronaves de combate. Si un motor es colocado sin probar en un cohete, se corre con 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 en un cohete montado, es un concepto de SEGURIDAD.

El principal objetivo de este Proyecto es el proceso de investigación y estudio de factibilidad para el diseño y fabricación de un Banco de medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, Temperatura y empuje) para cohetes y

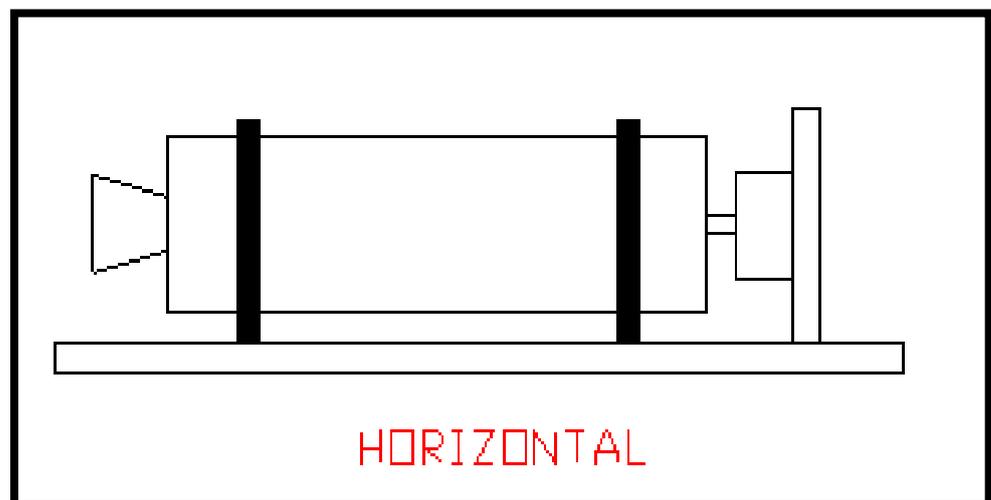
misiles de la Fuerza Aérea del Perú vigentes y vencidos en su TLV, a fin de considerar una extensión técnica e incrementar la estructura operativa de la FAP. Por lo cual, el desarrollo de este proyecto sentará las bases para mayores y diversas aplicaciones.

Un "Banco de Ensayo de Motores Cohete" (BEMCO), o "Test Stands" en idioma inglés, es un elemento donde se colocan los motores cohete para su ensayo y caracterización. Es un elemento esencial para el desarrollo y prueba 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 en un cohete montado en una rampa de lanzamiento, en un hombre o en una aeronave.

e.- CLASIFICACIÓN DE LOS BANCOS DE PRUEBA

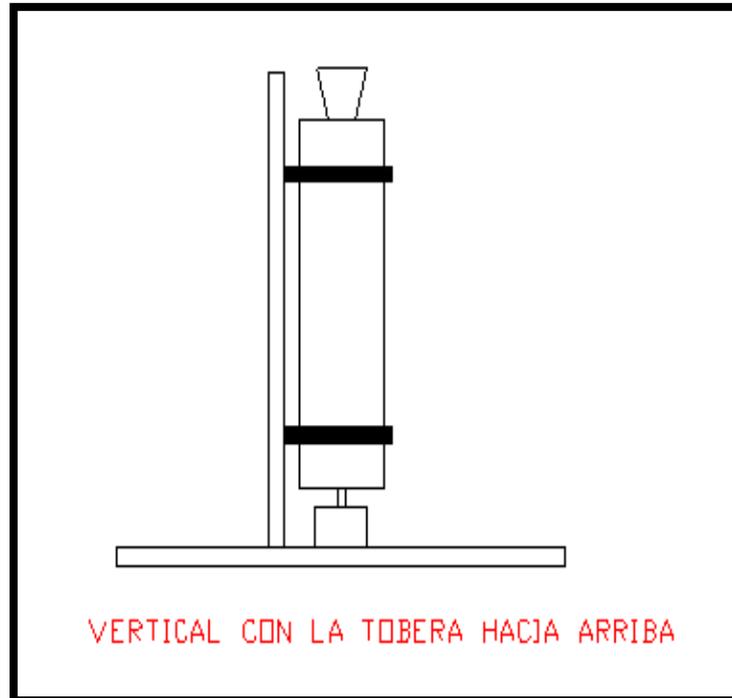
Una forma de clasificar los BEMCO es por la forma de ubicar el motor cohete, que puede ser:

- 1) Motor cohete en posición horizontal.



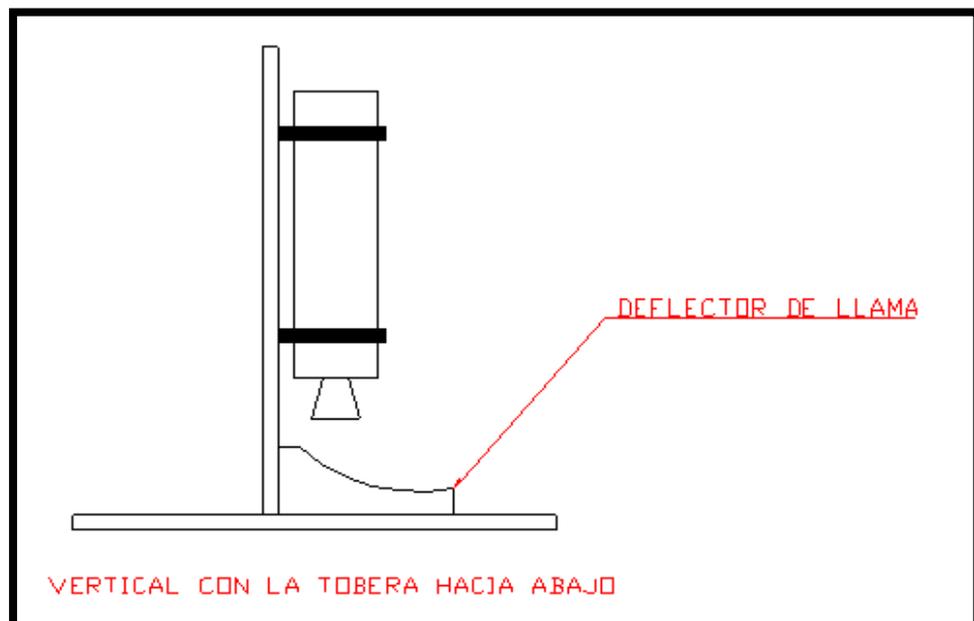
Fuente: Test Stand.

2) Motor cohete en posición vertical, con la tobera hacia arriba.



Fuente: Test Stand.

3) Motor cohete en posición vertical, con la tobera hacia abajo.



Fuente: Test Stand.

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.

f.- COMPONENTES BÁSICOS:

1) BASE O DISPOSITIVO DONDE VA MONTADO EL MOTOR

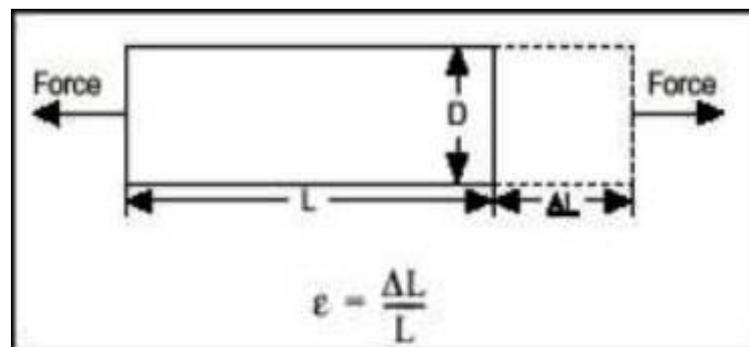
Debiendo tener las siguientes componentes:

- a) **El Edificio construido de concreto armado** (acero y hormigón) con techo aligerado para aliviar la onda de presión de una posible explosión, instalada sobre una losa de concreto, ahí adentro se instala lo siguiente:
 - Banco de Pruebas construido en concreto armado (las dimensiones se establecerá en función del motor-cohete más grande a ensayar).
 - Estructuras o Dispositivos metálicos que se anclan sobre el banco y permiten fijar diversos tamaños de motores cohete.
 - Elementos de medición de los parámetros que se ensayan como Presión, Empuje, Temperatura, Vibraciones etc.
 - Elementos de registro de los parámetros del ensayo y registro visual del ensayo.
- b) **Centro de Control de Pruebas** que alberga los equipos y el personal necesario para controlar, observar, supervisar y controlar el funcionamiento de la prueba.
- c) **Los Servicios técnicos** (En adición con el banco, y el centro de control, se requiere facilidades técnicas como agua, electricidad, presión de gas, agua, electricidad, gas de alta presión, sistemas de Propulsarte, etc.), así como el correspondiente equipo de apoyo en tierra necesarios

2) CELDAS DE CARGA (MEDICION DE EMPUJE)

Una célula de carga es un transductor que convierte la fuerza mecánica en señales eléctricas. Hay muchos tipos diferentes de células de carga que operan de formas diferentes, pero la célula de carga más comúnmente utilizada hoy en día es la galga extenso métrica. Como su nombre implica, las células de carga mediante galgas extenso métricas utilizan una matriz de galgas para medir la deformación de un componente de una estructura y convertirla en una señal eléctrica.

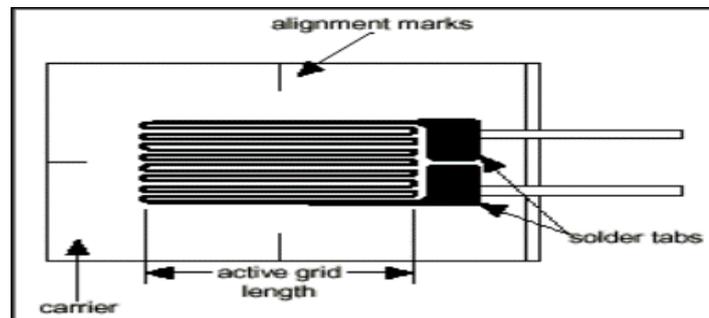
Para entender cómo funciona una célula de carga, es necesario primero entender la teoría básica que hay detrás de los principios de funcionamiento. Como se dijo antes, las galgas extenso métricas miden la deformación, o la tensión, para determinar la fuerza (carga) aplicada. La extensión se define como el porcentaje del cambio de la longitud. Más concretamente, la extensión es el cambio de longitud, ΔL , dividida por la longitud, L , y que varía de forma directamente proporcional a la carga aplicada. La siguiente figura ilustra este concepto. Al detectar la extensión y conociendo las características físicas del componente de la estructura a la que se aplica la carga, se puede calcular con precisión la fuerza o empuje



EXTENSIÓN (ΔL)

Fuente: Test Stand.

Si bien hay varios métodos de medición de la tensión, el más común es con una galga extenso métrica, un dispositivo cuya resistencia eléctrica varía en proporción a la cantidad de tensión en el dispositivo. El dispositivo más utilizado es la galga extenso métrica metálica adhesiva, como se muestra en la siguiente figura.

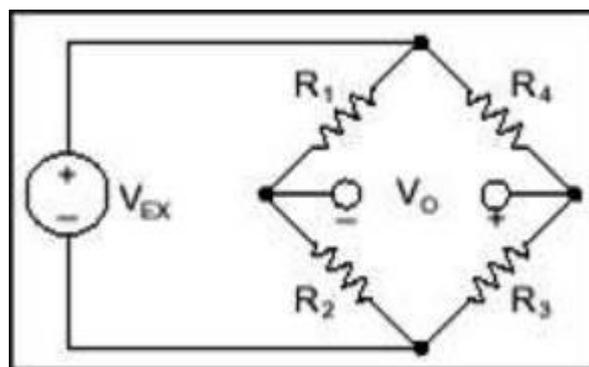


GALGA EXTESOMÉTRICA METÁLICA ADHESIVA

Fuente: Test Stand.

Debido a que los cambios en la extensión y, por lo tanto, de la resistencia, son muy pequeños, se tienen que utilizar circuitos adicionales para amplificar los cambios de la resistencia. La configuración del circuito más común en una célula de carga se llama puente de Wheatstone.

El puente de Wheatstone, ilustrado en la siguiente figura, se compone de cuatro ramas resistivas con una tensión de excitación V_{EX} , que se aplica a los extremos del puente.



PUENTE DE WHEATSTONE.

La tensión de salida del puente, V_O , es igual a:

$$V_O = \left[\frac{R_1}{R_3 + R_4} - \frac{R_2}{R_1 + R_2} \right] \cdot V_{EX}$$

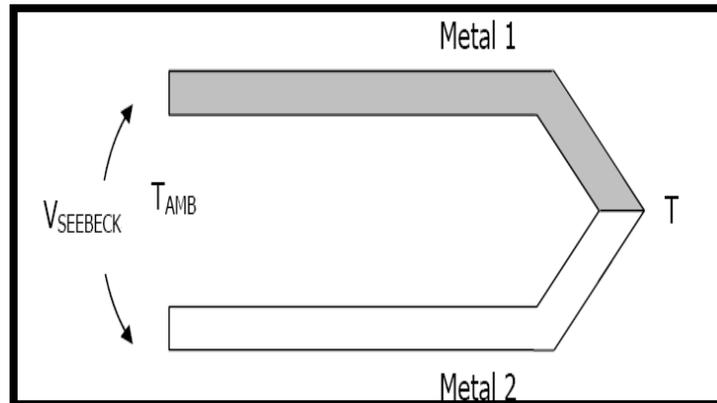
Las células de carga en general, utilizan cuatro galgas extensométricas en una configuración de puente de Wheatstone, lo que significa que cada rama resistiva del circuito está activa.

Esta configuración se conoce como puente completo. El uso de una configuración de puente completo aumenta enormemente la sensibilidad del circuito a los cambios de deformación, proporcionando unas medidas más precisas. Aunque hay una teoría más profunda sobre los puentes de Wheatstone, no es necesario conocerla, porque las células de carga son por lo general una "caja negra" con dos cables de excitación (0V y Vex) y dos cables para la señal de salida (AI+ y AI-). Los fabricantes de las células de carga proporcionan la curva de calibración de cada célula de carga, lo cual permite correlacionar la tensión de salida con una cantidad específica de la fuerza.

La salida de las células de carga y de los puentes es relativamente pequeña. En la práctica, la mayoría de células de carga y de los transductores basados en células de carga proporcionan una salida de menos de 10mV/V (10mV de salida por voltio de tensión de excitación). Con una tensión de excitación de 10V, la señal de salida es de 100mV. Por lo tanto, un acondicionador de señal de una célula de carga incluye generalmente un amplificador para amplificar la señal y así incrementar el nivel de resolución de la medida y mejorar la relación señal-ruido.

3) TERMOCUPLAS O TERMOPAR. (MEDICIÓN DE TEMPERATURA)

Una termocupla es un transductor de temperatura, es decir, un dispositivo que traduce una magnitud física en una señal eléctrica. Está compuesta por dos alambres de metales diferentes, los que unidos convenientemente generan entre sus extremos libres una diferencia de potencial proporcional a la diferencia de temperatura entre ellos. Su funcionamiento, se basa en un descubrimiento hecho por Seebeck en 1821: si se sueldan dos metales diferentes, cuyos extremos están a distintas temperaturas, aparece una f.e.m. (llamada f.e.m Seebeck)



TERMOCUPLA:

Posteriormente, se mostró que esta F.E.M proviene en realidad de dos efectos diferentes:

Uno resultante sólo del contacto entre dos metales disímiles y la temperatura de dicha unión. Este es el llamado “Efecto Peltier” y es debido a la difusión de electrones desde el conductor con mayor densidad electrónica al de menor densidad.

Otro, debido a los gradientes de temperatura a lo largo de los conductores en el circuito. Este es el llamado “Efecto Thompson” y es debido al flujo de calor entre los extremos de los conductores, que es transportado por los electrones, induciendo entonces una f.e.m. entre los extremos de los mismos.

a) TIPOS DE TERMOCUPLAS O TERMOPARES

- **Tipo K (Cromo (Ni-Cr) Chromel / Aluminio (aleación de Ni -Al)):** Con una amplia variedad de aplicaciones, está disponible a un bajo costo y en una variedad de sondas. Tienen un rango de temperatura de $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $+1.372\text{ }^{\circ}\text{C}$ y una sensibilidad $41\mu\text{V}/^{\circ}\text{C}$ aprox. Posee buena resistencia a la oxidación.
- **Tipo E (Cromo / Constantán (aleación de Cu-Ni)):** No son magnéticos y gracias a su sensibilidad, son ideales para el uso en

bajas temperaturas, en el ámbito criogénico. Tienen una sensibilidad de $68 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$.

- **Tipo J (Hierro / Constantán):** Debido a su limitado rango, el tipo J es menos popular que el K. Son ideales para usar en viejos equipos que no aceptan el uso de termopares más modernos. El tipo J no puede usarse a temperaturas superiores a 760°C ya que una abrupta transformación magnética causa una descalibración permanente. Tienen un rango de -40°C a $+750^\circ\text{C}$ y una sensibilidad de $\sim 52 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$. Es afectado por la corrosión.
- **Tipo N (Nicrosil (Ni-Cr-Si) / Nisil (Ni-Si)):** Es adecuado para mediciones de alta temperatura gracias a su elevada estabilidad y resistencia a la oxidación de altas temperaturas, y no necesita del platino utilizado en los tipos B, R y S que son más caros.

Por otro lado, los termopares tipo B, R y S son los más estables, pero debido a su baja sensibilidad ($10 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$ aprox.) generalmente son usados para medir altas temperaturas (superiores a 300°C).

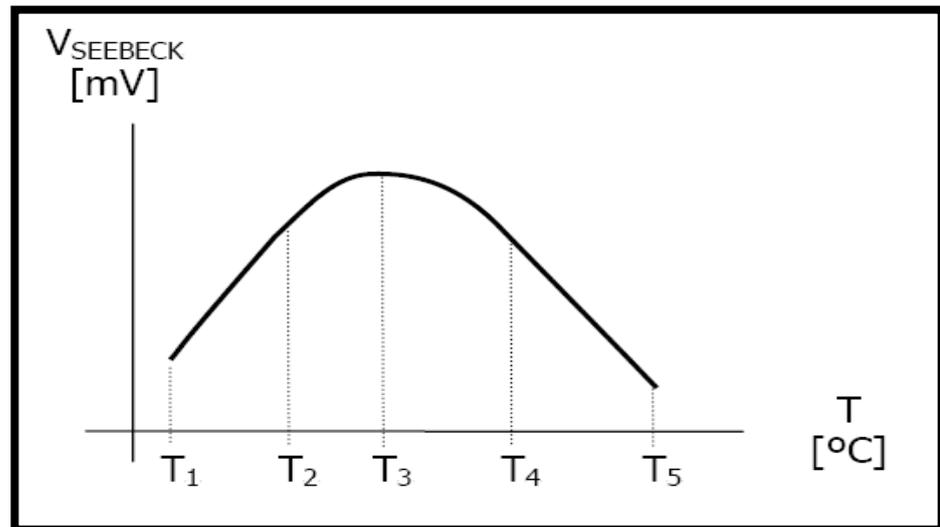
- **Tipo B (Platino (Pt)-Rodio (Rh)):** Son adecuados para la medición de altas temperaturas superiores a 1.800°C . Los tipo B presentan el mismo resultado a 0°C y 42°C debido a su curva de temperatura/voltaje, limitando así su uso a temperaturas por encima de 50°C .
- **Tipo R (Platino (Pt)-Rodio (Rh)):** Adecuados para la medición de temperaturas de hasta 1.300°C . Su baja sensibilidad ($10 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$) y su elevado precio quitan su atractivo.
- **Tipo S (Platino / Rodio):** Ideales para mediciones de altas temperaturas hasta los 1.300°C , pero su baja sensibilidad ($10 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$) y su elevado precio lo convierten en un instrumento no adecuado para el uso general. Debido a su elevada estabilidad, el

tipo S es utilizado para la calibración universal del punto de fusión del oro (1064,43 °C).

Los termopares con una baja sensibilidad, como en el caso de los tipos B, R y S, tienen además una resolución menor. La selección de termopares es importante para asegurarse que cubren el rango de temperaturas a determinar.

b) TERMÓMETROS DE TERMOCUPLA

Para usar una termocupla como Termómetro es necesario construir una tabla o gráfica de calibración, midiendo el Voltaje de Seebeck generado para diferentes temperaturas de la Termocupla. Para un rango muy amplio de temperaturas, dicho grafico se comportará como indica la siguiente figura:

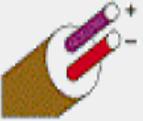
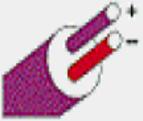
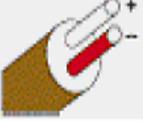
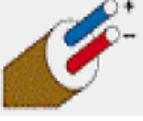
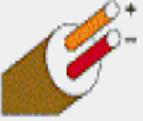


CURVA DE CALIBRACIÓN DE UNA TERMOCUPLA.

Fuente: Test Stand.

Las Termocuplas producen una señal de salida relativamente pequeña, con una alta resistencia de salida, por lo que se necesitan milivoltímetros de alta impedancia de entrada para medir la señal, lo

cual no es una restricción fuerte porque estos milivoltímetros son comunes ahora. Los bajos niveles de la señal demandan minimizar las posibles fuentes de ruido inducido, como motores, cables de potencia y transformadores. En general para Temperaturas mayores a 1000 °C se deben proteger los metales de los efectos corrosivos del ambiente.

Código ANSI	Combinación de la aleación		Código de color	
	+	-	Termopar	Extensión
E	Cromel níquel - cromo Ni-Cr	Constantan cobre - níquel Cu-Ni		
J	hierro Fe	Constantan cobre - níquel Cu-Ni		
T	cobre Cu	Constantan cobre - níquel Cu-Ni		
K	Cromel níquel - cromo Ni-Cr	Alumel níquel - aluminio Ni-Al		
N	Nicrosil níquel - cromo - silicio Ni-Cr-Si	Nisil níquel - silicio - magnesio Ni-Si-Mg		
R	platino - 13% rodio Pt-13% Rh	platino Pt	No establecido	
S	platino - 10% rodio Pt-10% Rh	platino Pt	No establecido	
B	platino - 30% rodio Pt-30% Rh	platino - 6% rodio Pt-6% Rh	No establecido	

TIPOS DE TERMOCUPLES

Fuente: Test Stand.

4) TRANSDUCTORES DE PRESIÓN (MEDICIÓN DE PRESIÓN).

La mayoría de los sistemas de control de procesos industriales requieren la medida de presión, por lo que existen diversos tipos de sensores y medidores de presión.

Antes de considerar éstos en detalle, es importante explicar algunos términos usados en la medición de presiones, así como establecer la diferencia entre presión absoluta, presión de dispositivo y presión diferencial. La presión absoluta de un fluido es la diferencia entre la presión de un fluido y el cero absoluto de presión, mientras que la presión de dispositivo indica la diferencia entre la presión del fluido y la presión atmosférica. Por tanto, la presión absoluta y la mostrada por el dispositivo están relacionadas por la expresión:

$$\text{PRESIÓN ABSOLUTA} = \text{PRESIÓN DE DISPOSITIVO} + \text{PRESIÓN ATMOSFÉRICA}$$

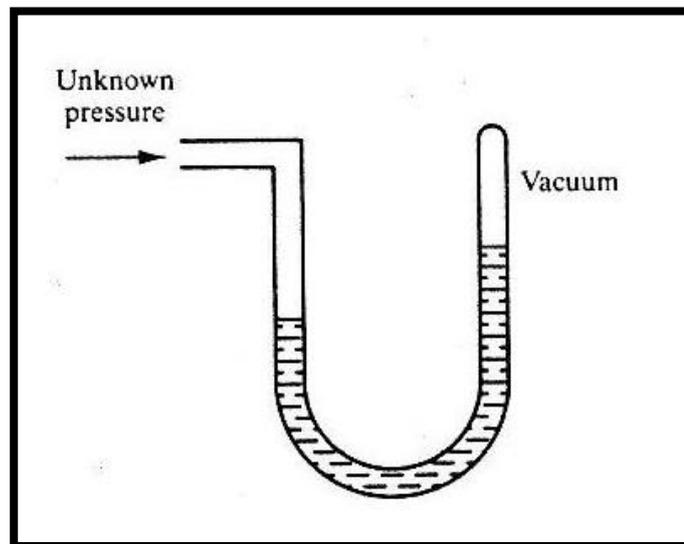
El término presión diferencial se usa para describir la diferencia entre dos presiones absolutas, tales como las medidas en dos puntos de un fluido (a menudo entre los dos lados de un limitador de flujo en un sistema de medida de caudal).

El rango de presiones para el que comúnmente se requiere la medida se extiende desde 1,013 a 7000 bares (1 a 6910 atmósferas.) En la próxima discusión, por tanto, se describen primero los dispositivos usados para medir presión en este rango medio más frecuente, siguiendo a continuación con técnicas empleadas para medir presiones fuera de este rango.

a) MEDIDA DE PRESIONES DE RANGO MEDIO

El único instrumento capaz de medir presiones en el rango 1,013 y 7000 bares es el manómetro de tubo en forma de "U", de forma que uno de los extremos del tubo ha sido sellado y evacuado. La figura muestra un tubo

en “U” sellado que contiene un fluido, y la presión desconocida se aplica al extremo abierto del tubo. La presión absoluta se mide en como la diferencia entre los niveles de mercurio en ambos brazos del tubo. En este caso, la presión absoluta coincide con la de dispositivo, ya que la presión del vacío es nula.



Fuente: Test Stand.

Aparte la dificultad de juzgar exactamente los niveles de los meniscos de mercurio, un instrumento de estas características no puede dar una medida perfecta a causa de la imposibilidad de conseguir un vacío total del extremo cerrado del tubo. Aunque es posible por técnicas modernas diseñar un instrumento que ofrezca una medida razonablemente precisa de presión absoluta, el problema se evita normalmente en la práctica midiendo la presión de dispositivo en lugar de la presión absoluta.

La presión de dispositivo se mide generalmente de dos formas, bien se compara con un peso conocido actuando sobre un área conocida, o bien por deformación de elementos elásticos. Los instrumentos que pertenecen al primer tipo son versiones del manómetro de tubo en forma de “U” y del medidor de peso muerto, mientras que el segundo tipo consiste en un diafragma o en variantes del tubo de Bourdon.

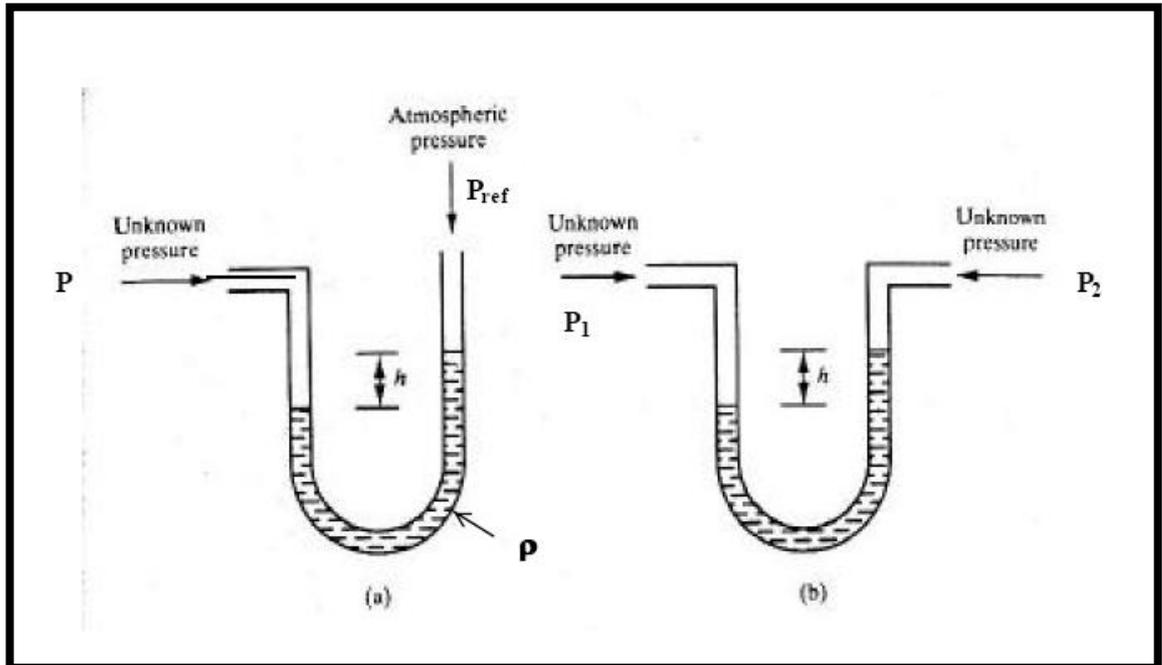
Aparte de estos dos tipos clásicos de dispositivos de medida, los desarrollos modernos en electrónica permiten usar actualmente otros principios en la medida de la presión, como en el dispositivo de cable resonante.

La elección entre los diferentes tipos de instrumentos disponibles para la medición de presiones de rango medio, generalmente está fuertemente influida por la aplicación. Los manómetros de tubo en forma de “U”, se usan comúnmente en aplicaciones donde se requiere una indicación visual de los niveles de presión, y los indicadores de peso muerto, debido a su mejor precisión se usan en los procesos de calibración de otros instrumentos de medida de presión. Donde se requiere compatibilidad con esquemas de control automático, la elección de un transductor está normalmente en un tipo diafragma o en un tubo de Bourdon. Los instrumentos de tipo “fuelle” se usan también para este propósito pero mucho menos frecuentemente, fundamentalmente en aplicaciones donde se requiere mayor sensibilidad.

b) MANÓMETROS DE TUBO EN FORMA DE “U”

El manómetro de tubo en forma de “U” consiste en un recipiente de cristal en forma de la letra “U”. Cuando se usa para medir la presión de dispositivo ambos extremos del tubo están abiertos, con una presión desconocida aplicada en uno de los extremos y el otro, abierto a la presión atmosférica como se muestra en la figura (a). La presión de indicador desconocida del fluido (P) se relaciona con la diferencia de los niveles de fluido (h) en las dos mitades del tubo y la densidad del fluido (ρ) mediante la expresión:

$$h = \frac{P - P_{ref}}{\rho \cdot g}$$



Fuente: Test Stand.

Una tercera forma de conectar el manómetro de tubo en forma de “U” es la que se muestra en la figura (b) Cada uno de los extremos abiertos del tubo se conecta a presiones desconocidas, midiendo el instrumento, de esta forma, la presión diferencial de acuerdo con la expresión:

$$P_1 - P_2 = \rho g h$$

Los manómetros de tubo en forma de “U” se usan típicamente para medir presión de dispositivo y diferencial por encima de los 2 bares. El tipo de líquido usado en instrumento depende de la presión y características del fluido medido.

El agua es una elección conveniente y barata, pero se evapora fácilmente y es difícil de ver (a causa de su transparencia.) Sin embargo, se emplea extensivamente, superando los principales obstáculos para su uso utilizando agua coloreada y rellenando el tubo regularmente para contrarrestar la evaporación.

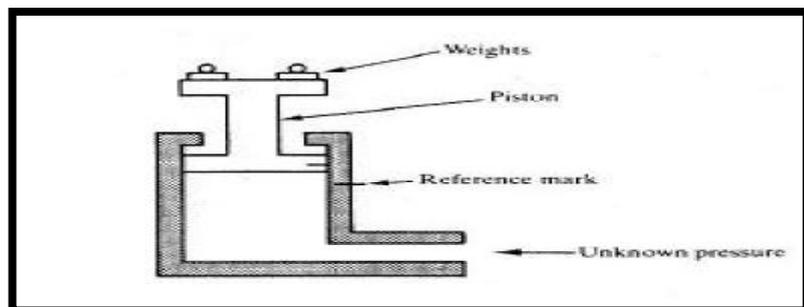
El agua no se usará como fluido del manómetro en forma de “U” en mediciones de fluidos que reaccionan o se disuelven en agua, ni donde se requiera medir presiones elevadas. En las citadas circunstancias se emplean líquidos como anilina, mercurio y aceite de transformador.

El manómetro de tubo en forma de “U”, en una de sus múltiples formas, es un instrumento comúnmente usado en la industria para dar una medida visual de la presión sobre la que un operador humano puede actuar. Normalmente no es posible transformar la salida del manómetro de tubo en “U” en una señal eléctrica, por lo que este instrumento no es adecuado para su uso como parte de un sistema de control automático.

c) MEDIDOR DE PESO MUERTO

La figura muestra un medidor de peso muerto. Consiste en un instrumento de lectura nula en el que se añaden pesos a la plataforma de un pistón hasta que el pistón alcanza una marca fija de referencia. En ese momento la fuerza de los pesos sobre el pistón equilibra la presión ejercida por el fluido bajo el pistón. La presión del fluido se calcula, por tanto, en términos del peso añadido a la plataforma y el área conocida del pistón.

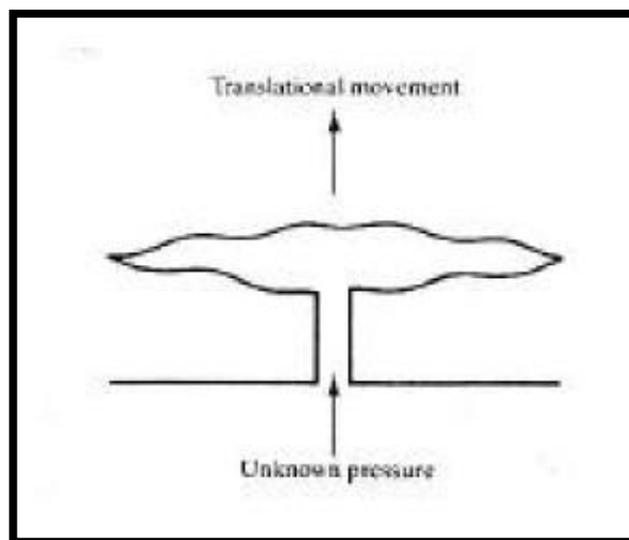
El instrumento posee la capacidad de medir presiones con un alto grado de precisión, pero es incómodo. Su mayor aplicación es como instrumento de referencia con el que calibrar otros dispositivos medidores de presión. Existen versiones disponibles que permiten medir presiones por encima de los 7000 bares.



MEDIDOR DE PESO MUERTO

d) DIAFRAGMA

Constituye uno de los tres tipos comunes de transductores de presión de elemento elástico, y se muestra la figura. Los instrumentos de diafragma se usan para medir presiones por encima de los 10 bares. La presión aplicada provoca el desplazamiento del diafragma, y este desplazamiento se mide por un transductor de posición. Ambas, la presión de indicador y la diferencial, pueden ser medidas por diferentes versiones de instrumentos basados en diafragma. En el caso de la presión diferencial, se aplican ambas presiones a ambos lados del diafragma y el desplazamiento del diafragma corresponde a la diferencia de presiones. La magnitud de desplazamiento típica en ambas versiones es de 0,1 mm, que se adapta bien a un sensor de deformación.



DIAFRAGMA

Normalmente se usan cuatro sensores de deformación en una configuración puente, en la que un voltaje de excitación se aplica a través de dos puntos opuestos del puente. El voltaje de salida medido a través de los otros dos puntos del puente es, entonces, función de la resistencia, cuyo cambio se debe al desplazamiento del diafragma. Este arreglo compensa, asimismo, las variaciones de temperatura ambiente. Los modelos de transductores de presión más antiguos de este tipo

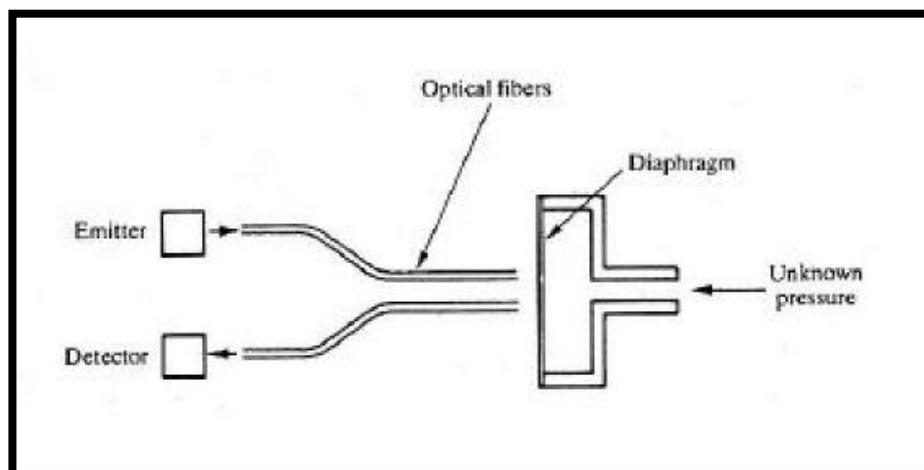
usaban sensores de deformación metálicos unidos a un diafragma típicamente hecho de acero inoxidable.

Aparte de las dificultades constructivas que suponía unir los sensores, éstos tenían un factor de deformación (factor de la galga extensiométrica) pequeño, lo que significa que la baja salida procedente del puente de sensores de deformación tiene que ser amplificada por un caro amplificador de continua. El desarrollo de los sensores de deformación semiconductores (piezorresistivos) ha resuelto parte de los inconvenientes, ya que estos sensores proporcionan un factor superior en 100 veces al de los metálicos. Sin embargo, sigue existiendo la dificultad de unir los sensores al diafragma, al tiempo que aparece un nuevo problema debido a la no linealidad de la característica de salida de estos dispositivos.

El problema de la unión de los sensores de deformación fue resuelto con la aparición de los transductores piezoresistivos monolíticos de presión hace unos 15 años, convirtiéndose actualmente en los transductores de presión basados en diafragma más usados. La célula monolítica consiste en un diafragma hecho de una hoja de silicona en la que los resistores se difunden en el proceso de fabricación. Además de evitar las dificultades de la unión, tales células monolíticas son muy baratas cuando se fabrican en grandes cantidades.

Aunque sigue existiendo el inconveniente de una salida no lineal, se puede superar este obstáculo mediante el empleo de un circuito de linealización activo, o incorporando la célula en un sistema transductor "inteligente" basado en un microprocesador. Este último generalmente presenta conversión A/D y servicios de interrupción en un solo circuito integrado y entrega una salida digital adecuada a los esquemas de control por ordenador. Tales instrumentos pueden ofrecer también compensación automática de temperatura, autodiagnóstico y procedimientos de calibración. Estas características permiten precisiones de medida por encima del 0,1% del fondo de escala.

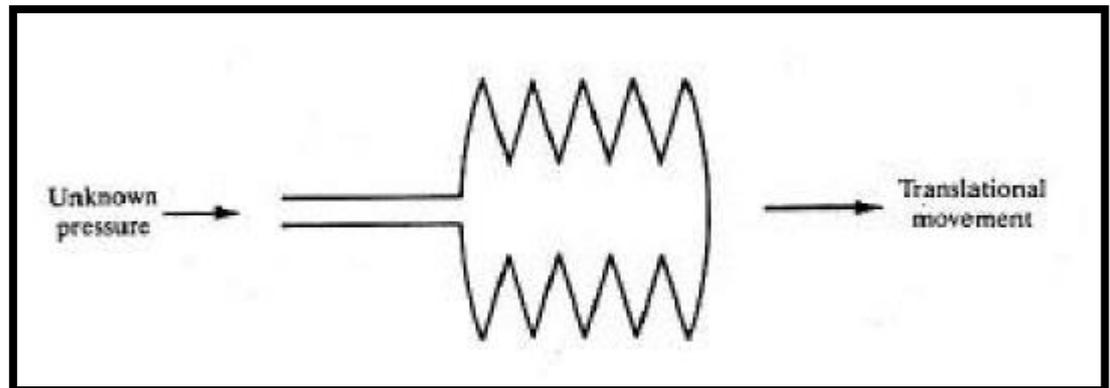
Como alternativa a las medidas de desplazamiento por sensores de deformación, a veces se usan transductores capacitivos. Otra opción menos frecuente y basada en el desarrollo de la fibra óptica son los sensores fotónicos, como el de la figura. Se trata de un dispositivo basado en diafragma en el que el desplazamiento se mide por medios optoelectrónicos. En este dispositivo la luz viaja desde una fuente de luz por un cable de fibra óptica, se refleja en el diafragma y vuelve por una segunda fibra a una fotodetector. Existe una relación característica entre la luz reflejada y la distancia entre el extremo de la fibra y el diafragma. De esta forma, la cantidad de luz reflejada dependerá de la presión medida.



DIAFRAGMA

e) FUELLE

El fuelle, mostrado en la figura opera según un principio similar al del diafragma, aunque se emplean en aplicaciones que requieran mayor sensibilidad que la conseguida con un diafragma. Los cambios de presión en el fuelle producen un movimiento de traslación al final del fuelle que se mide por transductores capacitivos, inductivos (LVDT) o resistivos de acuerdo con el rango de movimiento producido. Un rango típico de medida para un instrumento de fuelle es de 0-1 bar (presión de dispositivo).

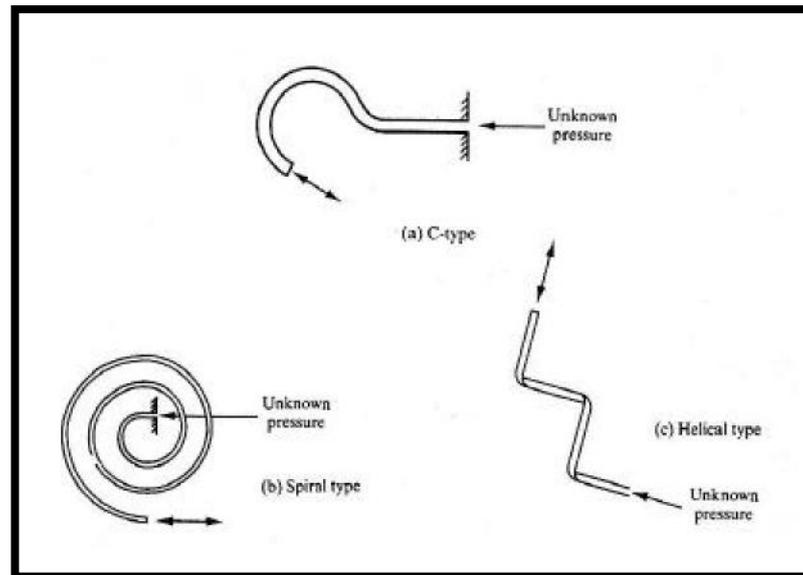


FUELLE

f) TUBO DE BOURDON

El tubo de Bourdon es el tercer tipo de transductor de elemento elástico y es muy común de medición industrial de la presión de líquidos y gases. Consiste en un tubo flexible de sección ovalada fijo en uno de sus extremos y libre en el otro. Cuando se aplica presión al fijo, y abierto, del tubo, la sección ovalada se hace más circular causando un desplazamiento de la parte cerrada y libre del tubo. Este desplazamiento se mide por algún tipo de transductor de desplazamiento, comúnmente un potenciómetro o un LVDT, o menos frecuentemente un sensor capacitivo. En otras versiones se puede medir el desplazamiento ópticamente.

Las tres formas más comunes del tubo de Bourdon se muestran en la figura. La deflexión máxima del extremo libre del tubo es proporcional al ángulo del arco que define el tubo. Para un tubo en forma de "C", el valor máximo del arco es menor que 360° , donde se requieran resoluciones y sensibilidades mayores se usan tubos en espiral o helicoidales. El incremento de las cualidades de medición se consigue a costa de costes de fabricación comparados con los de tipo "C", aparte de un gran descenso en la presión máxima que puede medirse.



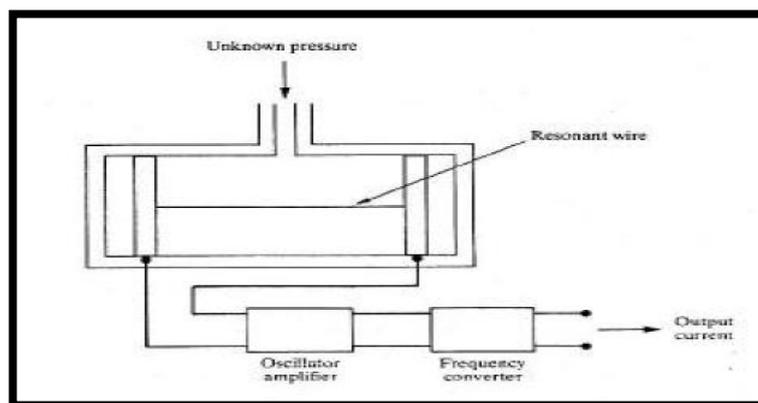
TUBO DE BOURDON

Los tubos de tipo “C” están disponibles para medir presiones por encima de los 6000 bares. Un tubo en “C” típico de 25 mm de radio tiene un desplazamiento máximo de 4 mm, dando un nivel moderado de resolución en la medida. La precisión de la medida está acotada típicamente en un $\pm 1\%$ de la escala completa de deflexión. Precisión similar poseen los tipos helicoidales o espirales, pero si bien la resolución es mayor, la máxima presión que se puede medir es de unos 700 bares.

La existencia de un mayor error potencial en la medición con tubos de Bourdon no ha sido documentada, ya que los fabricantes de tubos de Bourdon no suelen advertir a los usuarios de la metodología de calibración empleada. El problema procede de la relación entre el fluido medido y el fluido empleado en la calibración. El indicador de los tubos de Bourdon se establece en cero durante la fabricación, usando aire como medio de calibración. Sin embargo, si se emplea en un fluido diferente, especialmente un líquido, dicho fluido causará una deriva del cero de acuerdo con su peso en comparación con el aire, resultando un error de lectura del 6%, intolerable en medidas que requieran mediana precisión.

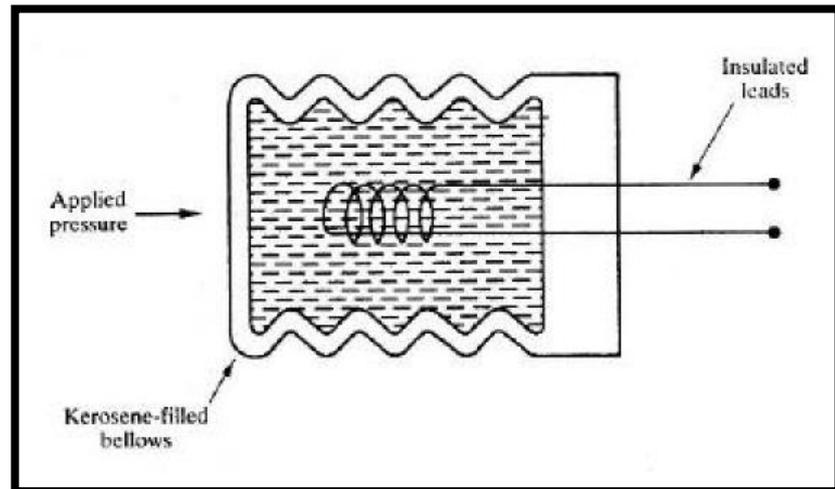
g) DISPOSITIVOS DE CABLE RESONANTE

El dispositivo de cable resonante es un instrumento relativamente nuevo que procede los recientes avances en el campo de la Electrónica. Un dispositivo típico se muestra en la figura. El cable se tiende a lo largo de una cámara que contiene el fluido a una presión desconocida y sometido a un campo magnético. El cable resuena a su frecuencia natural de acuerdo con su tensión, que varía con la presión. Esa frecuencia se mide por circuitos electrónicos integrados en el dispositivo. Tales dispositivos son muy precisos, típicamente $\pm 0.2\%$ del fondo de escala, y son particularmente insensibles a los cambios en las condiciones ambientales.



MEDIDA DE ALTAS PRESIONES

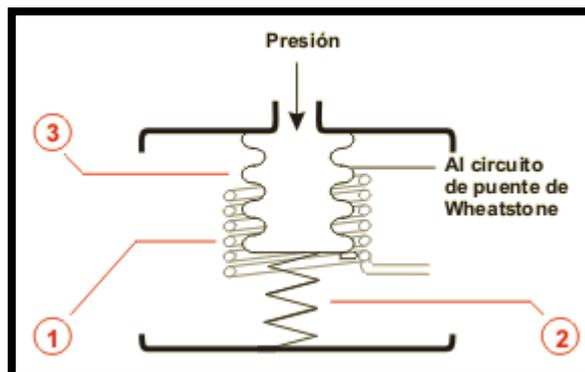
Las medidas de presión por encima de los 7000 bares se realizan eléctricamente mediante un cambio en la resistencia de cables de materiales especiales. Materiales con una característica resistencia-presión que es aceptablemente lineal son las mezclas de oro-cromo y manganeso. Una bobina de estos materiales se encierra en un fuelle sellado y relleno de queroseno, como se muestra en la figura. La presión desconocida se aplica a un extremo del fuelle que transmite la presión a la bobina. La magnitud de la presión aplicada se determina midiendo la resistencia de la bobina.



Los transductores electromagnéticos de presión utilizan un elemento mecánico elástico combinado con un transductor eléctrico que genera la señal eléctrica correspondiente. Entre ellos encontramos:

h) LOS TRANSDUCTORES RESISTIVOS:

Constituyen uno de los transductores eléctricos más sencillos. Consisten en un elemento elástico que varía la resistencia óhmica de un potenciómetro en función de la presión.



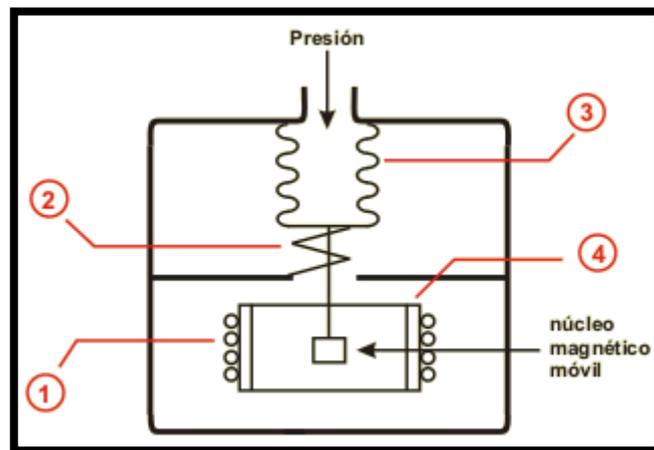
1. Resistencia.
2. Resorte.
3. Fuelle.

i) LOS TRANSDUCTORES MAGNÉTICOS DE PRESIÓN:

Existen dos grupos:

TRANSDUCTORES DE INDUCTANCIA VARIABLE.

El desplazamiento de un núcleo móvil dentro de una bobina aumenta la inductancia de ésta en forma casi proporcional a la proporción metálica del núcleo contenida dentro de la bobina.

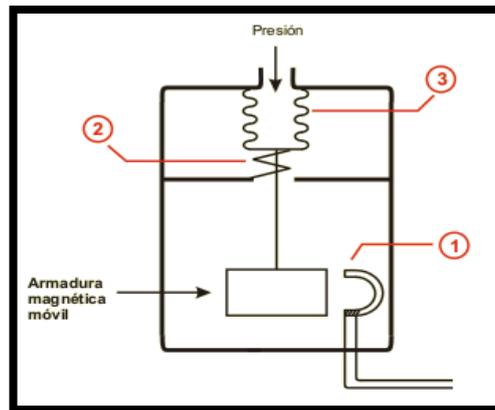


- Conductores de la Bobina.
- Resorte.
- Fuelle.
- Núcleo de la Bobina.

TRANSDUCTORES DE RELUCTANCIA VARIABLE.

Consiste en un imán permanente o un electroimán que crea un campo magnético dentro del cual se mueve una armadura de material magnético.

El circuito magnético se alimenta con una fuerza magnetomotriz constante con la cual al cambiar la posición de la armadura varía la reluctancia y por lo tanto el flujo magnético, dando lugar a una corriente magnética inducida.



- Imán Permanente.
- Resorte.
- Fuelle.

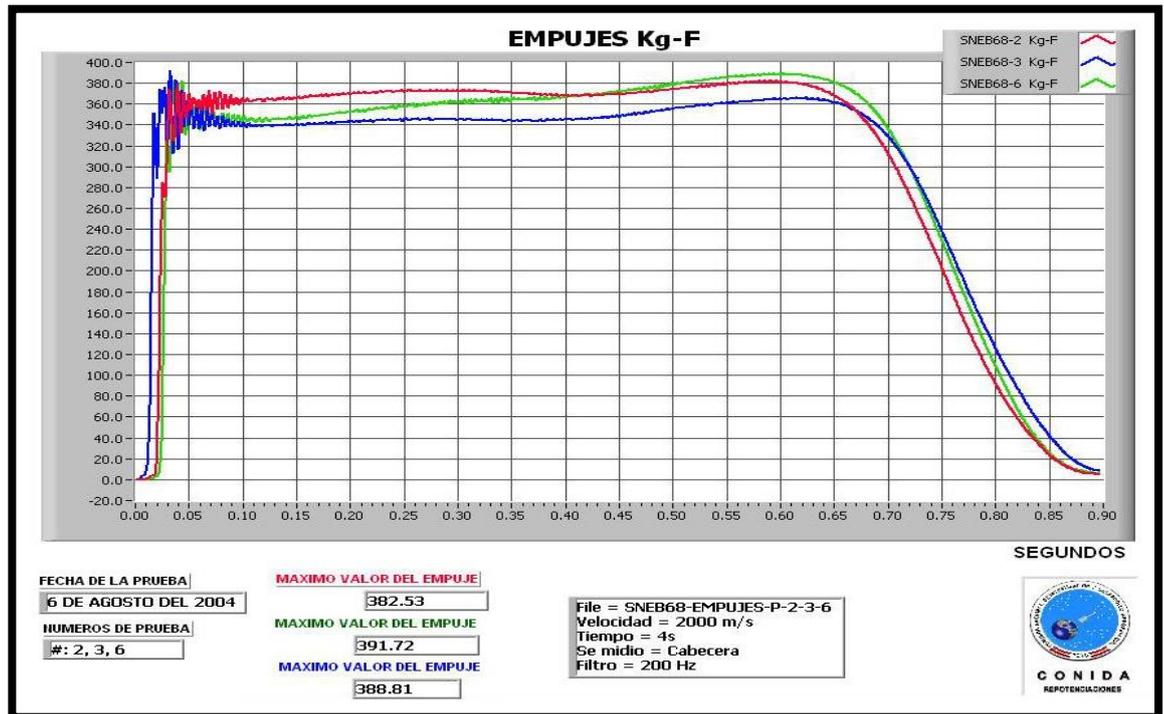
g.- ANALISIS DE LOS RESULTADOS:

Los ensayos 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.

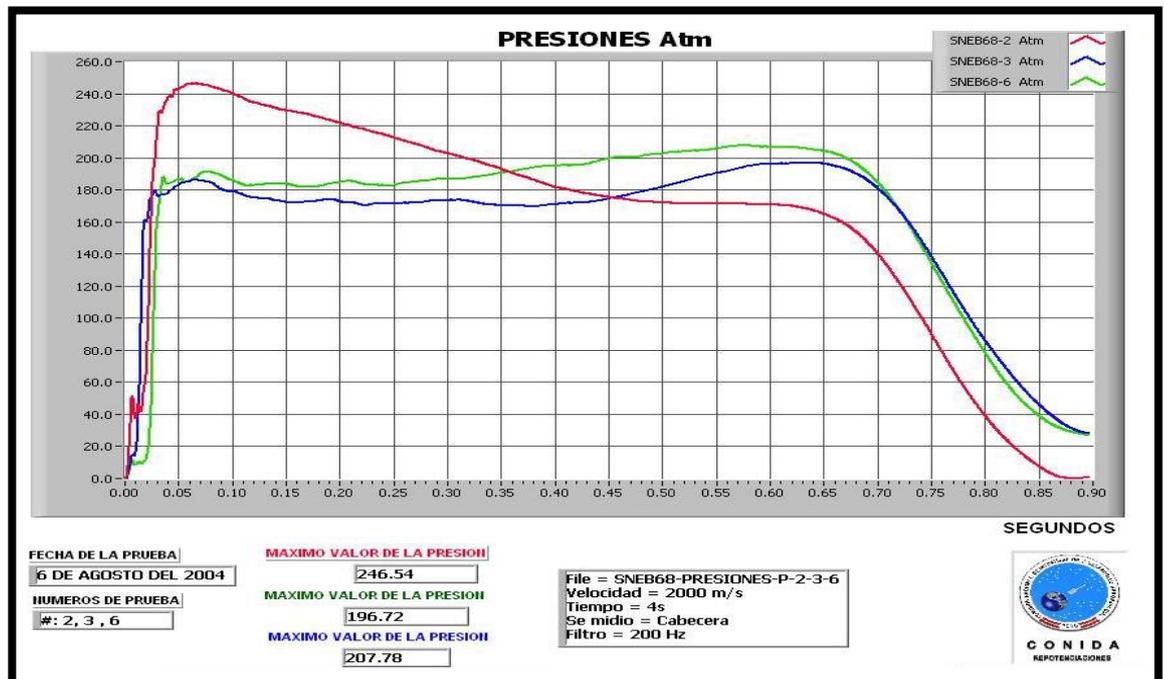
Del análisis de los valores registrados durante el ensayo no solamente se obtienen las curvas de:

- **"Empuje vs. Tiempo".**
- **"Presión de Cámara de combustión vs. Tiempo".**
- **Temperatura vs. Tiempo".**



CURVA DE EMPUJE VS TIEMPO

Fuente: CONIDA



CURVA DE PRESION VS TIEMPO

Fuente: CONIDA

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.

5.- COMPARACION DEL BANCO DE CONIDA Y EL BANCO PROPUESTO SEMAG.

A continuación se especifican los criterios básicos y características de comparación entre el Banco de medición de parámetros gaseodinámicos de CONIDA y el Banco de medición de parámetros gaseodinámicos propuesto para el SEMAG.



PRUEBAS ESTÁTICAS DE MOTOR COHETE EN CONIDA



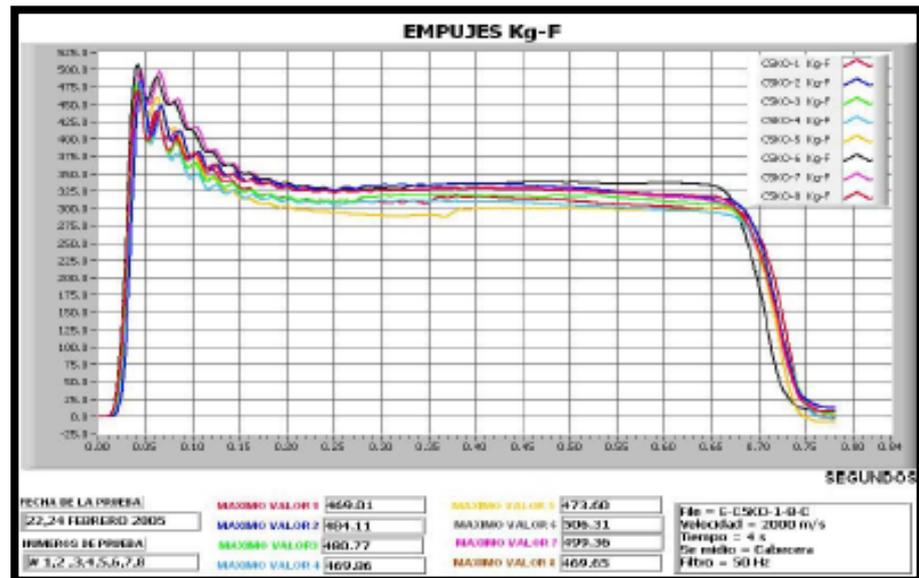
MOTOR COHETE SUJETADO POR FIJADORES A REGLETAS.

a.- Capacidad de medición de Empuje.

El banco propuesto del SEMAG será capaz de medir una Fuerza de empuje de hasta **30,000 Kg-F**, mientras que el banco existente de **CONIDA** tiene una capacidad de medición de **5,000 Kg-F**, quiere decir que puede medir grandes cohetes y misiles comparables a los cohetes C-24 de 2.2 mts de largo, 250 kg de peso y 7,700 Kg-F, los misiles R-27 R de 4 mts de largo, 253 Kg. de peso y 6,000 Kg-F hasta los Misiles 5B27 Y del Sistema Pechora de 6.09 mts de largo, 953 Kg. de peso y 17,000 Kg-F.



SENSOR DE EMPUJE CONECTADO AL MOTOR DEL COHETE

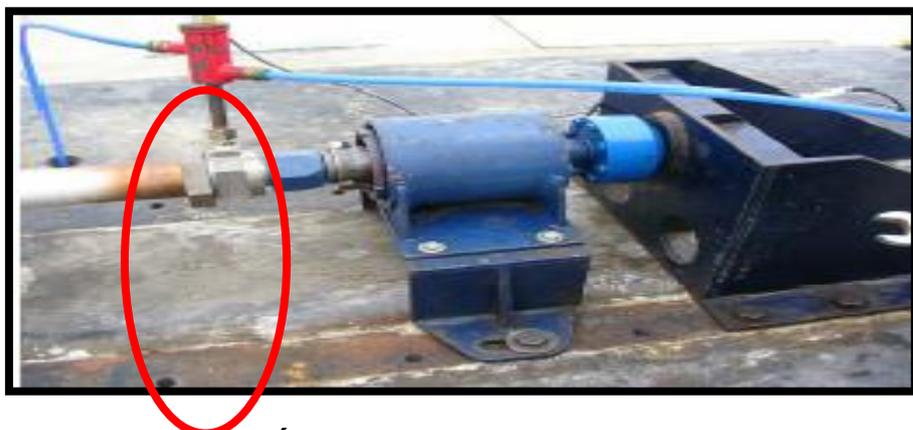


RESULTADO DE EMPUJE DE COHETE

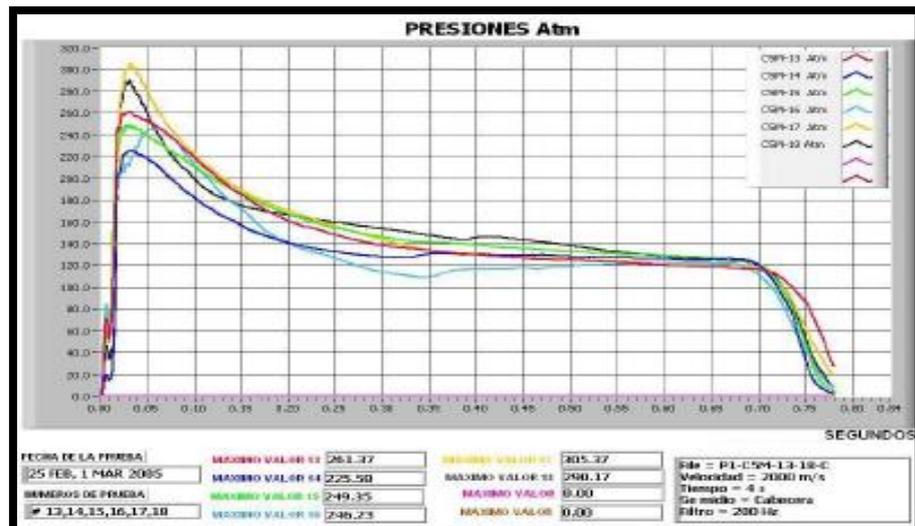
Fuente: CONIDA

b.- Capacidad de medición de presión

El banco propuesto del SEMAG tendrá una capacidad de medición de presión de **270 atmósferas, 3968 PSI o 274 Bar**, mientras que el banco existente de CONIDA tiene la capacidad de medir **170 atmósferas, 2500 PSI o 172 Bar**, pero la diferencia radica en que los sensores a emplear al usar tecnología mucho más actual son capaces de soportar temperaturas del gas mucho más altas lo cual permite medir un rango mayor en lo que se refiere a diversidad de motores; lo cual quiere decir, que puede medir grandes cohetes y misiles comparables a los cohetes C-24 de 2.2 mts de largo, 250 kg de peso y 170 Atmosferas, los misiles R-27 R de 4 mts de largo, 253 Kg. de peso y 180 Atmosferas hasta los Misiles 5B27 Y del Sistema Pechora de 6.09 mts de largo, 953 Kg. de peso y 210 Atmósferas.



SENSOR DE PRESIÓN CONECTADO AL MOTOR DEL COHETE



RESULTADO DE PRESIÓN DE COHETE

Fuente: CONIDA

c.- Capacidad de medición temperatura

El banco propuesto del SEMAG tiene una capacidad de medición de **800 °C**, mientras que el banco existente soporta **700 °C** y usa el principio de medición infrarrojo, teniendo la capacidad de medir la temperatura en un solo punto, siendo una de las causas el elevado costo del sensor infrarrojo, mientras que el banco propuesto del SEMAG, será capaz de medir la temperatura en tres puntos diferentes donde se requiera la captura de la señal de temperatura, quedando además un canal como reserva donde se podrá conectar una termocupla adicional.



MEDICIÓN DE TEMPERATURA DE COHETES

d.- Velocidad de muestreo

El tema de la velocidad de muestreo es crucial en un sistema de adquisición de datos, ya que de su correcta elección dependerá que la medición de las señales se acerque lo mayor posible al valor real. Si se elige un valor demasiado bajo la señal terminará completamente deformada y será totalmente una medida inútil, el banco propuesto del SEMAG tendrá una capacidad de 100,000 muestra por segundo (100K S/s en ingles) y esto solo para el modulo de entrada de voltaje, siendo el modulo de entrada de termocuplas completamente independiente y con su propio conversor análogo digital.

El banco existente de CONIDA se caracteriza por tener una velocidad de muestreo de 100,000 muestras por segundo (100K S/s en ingles), pero en conjunto, lo que quiere decir que la capacidad total tendrá que ser distribuida entre todos los canales existentes sin importar el tipo de señal análoga que reciban.



LAPTOP DE MUESTRA DE DATOS

Fuente: CONIDA

e.- Capacidad de almacenamiento

En la actualidad debido al enorme avance en la tecnología y a la miniaturización de componentes, se ha elegido una computadora que permita almacenar una gran cantidad de datos de campo, a la velocidad adecuada y correspondiente seguridad en la adquisición de dichos datos, es así que el banco propuesto del SEMAG tendrá una **capacidad de almacenamiento de en disco de 160 GB, con una memoria RAM de 4 GB como mínimo**, para que sirva como buffer confiables para los datos.

El banco existente de CONIDA usa una computadora con una **capacidad de almacenamiento en disco de 20 GB y 520 MB en RAM.**



CHASIS DE PROCESAMIENTO DE DATOS

Fuente: CONIDA

f.- Número total de canales de temperatura

El banco propuesto del SEMAG será capaz de medir simultáneamente la señal de temperatura generada por tres termocuplas ubicadas estratégicamente a la largo del motor bajo ensayo quedando una canal de reserva para la posterior conexión de alguna termocupla adicional, en caso sea necesario mas canales para la medición de termocuplas se pueden adquirir más módulos para termocuplas ya que el chasis aun tienen slots de reserva para tal caso.

El banco existente de CONIDA posee un solo canal de temperatura.

g.- Número total de canales de voltaje

El banco propuesto del SEMAG tendrá en total una **capacidad de 8 canales para la medición** de cualquier señal de voltaje que se encuentre en el rango de los voltios, el banco existente de CONIDA **posee 4 canales para la medición** de señales de voltaje.

Si bien es cierto que al inicio el banco propuesto tiene los canales necesarios para la medición de señales de voltaje, en caso se presente la necesidad de incrementar el número de canales de medición de señales de voltaje, el chasis

permitirá el montaje de módulos de voltaje adicionales para satisfacer las necesidades que se presenten en ese momento, por el contrario el banco existente usa una chasis cuyos slots están completamente llenos.

h.- Número total de canales de entrada digital

Los canales de entrada digital son básicamente canales para la detección de la presencia o no de señales de carácter digital es decir señales que solo tendrán el valor encendido o apagado. El banco propuesto del SEMAG posee **06 canales de entrada digital** lo cual es más que suficiente para la detección de las señales que se presentan quedando una reserva de canales de casi el 50 por ciento, el banco existente de CONIDA posee **16 canales de entrada digital**, sin quedar una reserva de canales.

i.- Número total de canales de salida digital

Los canales de Salida digital son canales que como su nombre lo indica canales que generan o permiten el paso de una señal digital, es decir una señal que solamente tendrá uno de dos estados: encendido, apagado. Estos canales han sido dimensionados en el banco propuesto del SEMAG para satisfacer las necesidades de la prueba y con una reserva del 50 por ciento, es así que el banco propuesto del SEMAG posee **04 canales de salida digital** mientras que el banco existente de CONIDA posee **08 canales de salida digital**.

j.- Construcción del Banco.

Banco de Pruebas construido de CONIDA está construido en concreto armado (las dimensiones se establecerá en función del motor-cohete más grande a ensayar), siendo las dimensiones de **600 mm. de ancho o 0.6 mts por 2,000 mm. o 2.0 mts de longitud** y lleva 02 regletas de acero con agujeros roscado para colocar estructuras o dispositivos metálicos para utilizar diversos tamaños de motores cohete, **menores de 2,000 mm o 2.0 mts y con empujes menores a 3,500 Kg-F**; asimismo tiene un Puesto comando, lugar desde

donde se envía el disparo de los motores de cohetes y misiles y se da seguridad al personal.



BANCO DE CONIDA VISTA FRONTAL

Fuente: CONIDA



BANCO DE CONIDA VISTA OPUESTA

Fuente: CONIDA



BANCO DE CONIDA VISTA LATERAL

Fuente: CONIDA



SALA DE PUESTO COMANDO

Fuente: CONIDA



MOTOR INSTALADO CON LOS SENSORES DE EMPUJE, PRESIÓN Y TEMPERATURA ANTES DEL DISPARO

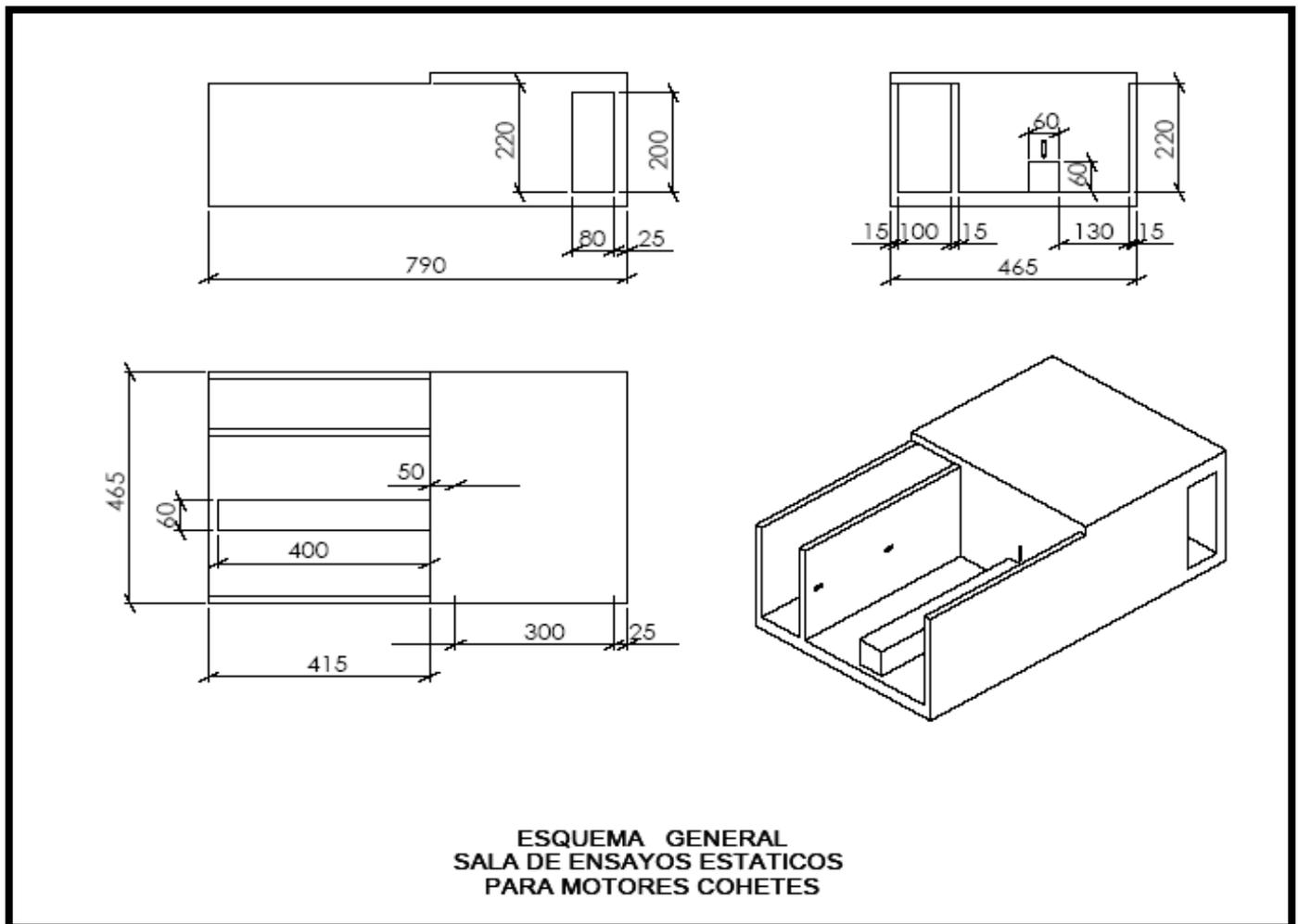
Fuente: CONIDA



MOTOR INSTALADO FUNCIONANDO

Fuente: CONIDA

Sin embargo, el banco propuesto del SEMAG será construido en concreto armado (las dimensiones se establecerá en función del motor-cohete más grande a ensayar), siendo las dimensiones de **3650 mm de ancho o 3.65 mts por 4,000 mm. o 4.0 mts de longitud** y lleva 02 regletas de acero con agujeros roscado para colocar estructuras o dispositivos metálicos para utilizar diversos tamaños de motores cohete **500 mm o 0.5 mts hasta 4,000 mm o 4.0 mts y con empujes de hasta 30,000 Kg-F.**



Fuente: Propia.

k.- Resumen comparativo del Banco de CONIDA con el Banco propuesto del SEMAG.

COMPARACION DEL BANCO DE CONIDA vs BANCO DEL SEMAG			
UNIDAD	DESCRIPCION	BANCO CONIDA	BANCO SEMAG
1	Capacidad de medicion fuerza	5,000 Kg-F	30,000 Kg-F
2	Capacidad de medicion de presión	170 Atmosferas	270 Atmosferas
3	Capacidad de medicion temperatura	700 °C	800 °C
4	Velocidad de muestreo	100 muestras /segundo total entre 8 canales.	200 muestras /segundo por bloque (02) entre 04 canales en cada bloque
5	Capacidad de almacenamiento	20 GB 520 MB	160 GB RAM 4 GB
6	Numero total de canales de temperatura	1	4
7	Numero total de canales de voltaje	8	4
8	Número total de canales de entrada digital	16	6
9	Numero total de canales de salida digital	8	4

Fuente: Propia.

CAPÍTULO IV:
ESTUDIO DE FACTIBILIDAD

CAPITULO IV: ESTUDIO DE FACTIBILIDAD DEL PROYECTO

1. RELACIONES COSTO BENEFICIO, COSTO EFICIENCIA Y COSTO OPORTUNIDAD DEL PROYECTO

El desarrollo de un proyecto para fabricar un Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, por su naturaleza tiene una magnitud trascendental dentro de diversas áreas de la vida nacional, especialmente cuando la supervivencia de la nación está condicionada especialmente al fortalecimiento de sus Instituciones Militares, como a sus medios; de tal manera, que estas sean capaces de equilibrar las acciones que puedan desarrollar cualquier agente de intereses contrapuestos a los nacionales. El ámbito de logros de éste medio ofensivo, no solo se circunscribe al dominio militar, si no que pueden apoyar incluso a la economía de la nación.

a.- CONSIDERACIONES MILITARES

1) Análisis:

Los recursos económicos con que cuenta el Perú son pocos e insuficientes para mantener por lo menos la operatividad de nuestros Sistemas de Armas, actualmente existe una gran cantidad de Cohetes y Misiles **vencidos** en su Tiempo Límite de Vida (TLV), necesarios para

los Planes de Contingencia de la Fuerza Aérea del Perú considerados en sus respectivos Planes de Entrenamiento y Operaciones, lo cual crea una situación de peligrosidad en caso que los escenarios adversos se conviertan en una realidad.

2) Conclusiones:

La Fuerza Aérea cuenta con una gran cantidad de Cohetes y Misiles vencidos en su Tiempo Límite de Vida (TLV), necesarios para cubrir los Planes de Entrenamiento y de Operaciones de la Fuerza Aérea del Perú y del Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas.

El Perú no dispone de los medios económicos inmediatos para ser invertidos en la adquisición de nuevos Cohetes y Misiles, o para la adquisición de motores cohetes, en reemplazo de los vencidos, llegando que en algunos casos a costar hasta 100,000 dólares americanos cada motor cohete por reemplazar.

El proyecto Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, permite medir las condiciones reales de los Cohetes y Misiles como si estuvieran operando, de tal manera de conocer su condición real y poder utilizarlos si se diera el caso, en condiciones de confiabilidad y seguridad, para su empleo en los Planes de Entrenamiento y Operaciones para la defensa

b.- CONSIDERACIONES ECONÓMICAS

1) Análisis:

A través de este trabajo se han revisado diversas posibilidades, pero en concreto el dominio tecnológico de la fabricación del Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, nos confiere mucha ventaja, por lo que la inversión considerada en este proyecto es de **\$US 47,937.4 dólares americanos**, los cuales son muy inferiores a los costos de otras alternativas, teniendo en consideración los parámetros a

evaluar; como es hasta 30,000 Kg-F de Empuje, 290 Atmosferas de Presión y 800 grados centígrados de Temperatura.

Grandes compañías extranjeras como MBA de Francia – Inglaterra, fabricantes de los Misiles Aire Aire Magic II y Magic II Plus aplicables a los aviones Mirage M-2000, una vez vencido el misil en su tiempo límite de vida (TLV) por motor propulsor, proponen el remplazo de los motores cohete de cada misil a un costo de \$US 100,000 dólares americanos por cada misil, haciendo la suma total para el remplazo de las 23 unidades que disponemos de \$US 2'300,000 dólares americanos.

De la misma forma, la misma compañía Thales propone el remplazo de los motores cohete de las Bombas Cohete BAP 100, que una vez vencido el motor propulsor en su tiempo límite de vida (TLV), propone el remplazo del motor cohete de cada BAP 100, a un costo de \$US 20,000 dólares americanos por cada BAP-100, haciendo la suma total para el remplazo de las 290 unidades que se dispone de \$US 5'800,000 dólares americanos.

Adicionalmente, es necesario indicar que los recursos de equipos y accesorios requeridos en nuestro proyecto nacional, son de aplicación comerciales e industriales en algunos casos, con lo que su **accesibilidad es inmediata**. Por otro lado, existe la posibilidad de que el proyecto pueda ser financiado también a través del Sistema Nacional de Inversión Pública (SIP) del Estado en lo referente al Ministerio de Defensa, con presupuesto de la FAP, o en conjunto con otros Institutos Armados que estén interesados en apoyar este tipo de proyecto, por ejemplo el Ejército Peruano a través de la Oficina de Investigación y Desarrollo del Ejército (OIDE), la Marina de Guerra del Perú a través del SIMAE (Servicio Industrial de la Marina- Electrónica) o la Dirección General de Investigación y Desarrollo (ex –CICITEC).

2) Conclusiones

Los costos de adquirir nuevos cohetes y misiles es muy alto, así como los de reemplazar los motores vencidos de cohetes y misiles de fabricación extranjera son altos para nuestra economía, que no dispone de recursos para estos fines; sin embargo, el proyecto nacional del Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, debido a sus componentes comerciales y al personal técnico peruano, no genera dependencia extranjera y en costo es muy inferior.

Asimismo, es necesario señalar que el costo de la fabricación de Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP estaría presupuestado en **\$US 47,937.4 dólares americanos**, muy inferiores a \$US 2'300,000 dólares americanos por adquirir 23 motores cohete para reemplazar los motores vencidos de los misiles Magic II y Magic II Plus o \$US 5'800,000 dólares americanos por adquirir 290 motores cohetes para las BAP-100; por lo que sería accesible a la Economía Nacional, ya que la FAP y/o la FAP con otros Institutos Armados pueden manejar dichos montos; asimismo, existen grandes posibilidades de ser comercializado para aplicaciones militares con otras Instituciones tutelares de la Patria, como el Ejército Peruano que dispone de los Misiles Igla, Konkurst y 5B27Y y los Cohetes C-5 para helicópteros, y la Marina de Guerra del Perú que dispone de los Misiles Exocet, Aspide e Igla.

De la misma forma, es importante mencionar que de acuerdo al estudio realizado, el Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, se pueden realizar en aproximadamente en 06 meses y medio de trabajo (211 días).

c.- CONSIDERACIONES DE TIPO DE DESARROLLO TECNOLÓGICO

1) Análisis:

El desarrollar un Proyecto de esta naturaleza, es decir la fabricación de un Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, implica la participación de personal de diversas especialidades (mecánicos aeronáuticos, electrónicos, armamento, informática, e infraestructura) y el empleo de diversas tecnologías. Este reto tecnológico va a crear necesidades de un mayor conocimiento de química (propelentes), tecnología de la información (informática), mecánica, aeronáutica, electrónica, y desensamblaje de los Cohetes y Misiles (armamento) y este “conocimiento tecnológico”, puede sentar las bases para el desarrollo de una Industria de Cohetería Nacional, sobre la base de este conocimiento adquirido y que pueda ampliar su ámbito de acción para futuras investigaciones de propelentes de mayor empuje y envergadura para la nación.

2) Conclusiones:

El desarrollo de un proyecto de esta naturaleza en el país crearía “conocimiento tecnológico” propio, para sentar las bases de una nueva industria nacional; asimismo, otras tecnologías, como la metal mecánica, electrónica, informática y la de fabricación de propelentes compositas, que se pueden ver instaladas y fortalecidas en el País con un proyecto de esta naturaleza.

d.- CONSIDERACIONES DE INFRAESTRUCTURA

1) Análisis:

Teniendo en consideración que la construcción e implementación de Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, contaría de conjunto de elementos o servicios para el funcionamiento de este Banco, su ubicación dentro de las instalaciones de la Base Logística de Punta Lobos y la cercanía a los servicios de la Base y al material Clase V-A y V-DA a evaluar o medir, haría que cualquier material a ser evaluado, pueda llegar de cualquier parte del país y sería analizado en la Base que dispondría de este banco, que estaría disponible para que

el SEMAG y la FAP lo administren y lo utilicen de acuerdo a sus necesidades.

Asimismo, la Base Logística de Punta Lobos, dispone de aéreas para construir e implementar el Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, con accesibilidad y seguridad, ya que el Banco estaría ubicado en una hondonada, protegido por cerros, los cuales le otorgarían la protección natural, en caso de incidentes o accidentes.

2) Conclusiones:

El desarrollo de un proyecto de esta naturaleza, desde el punto de vista del desarrollo de infraestructura, se puede realizar dentro de las instalaciones de la Base Logística de Punta Lobos, la cual dispone de un área extensa camino hacia la Playa Mediana y que ofrece condiciones de accesibilidad y seguridad para las pruebas que se puedan realizar y que sería administrado por el Servicio de Material de Guerra (SEMAG), el cual lo utilizaría de acuerdo a las necesidades técnicas-operativas e institucionales.

e.- CONSIDERACIONES COSTO EFICIENCIA, BENEFICIO Y OPORTUNIDAD

Partiendo de la premisa de las consideraciones antes expuestas se puede analizar:

1) Análisis:

Desde el punto de vista de **COSTO-EFICIENCIA**, el presente estudio **es factible**, por que el producto nos muestra la posibilidad de la construcción e implementación de un Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, el cual resultaría útil para comprobar el estado de operatividad real de nuestros Cohetes y Misiles, y poder abastecer a nuestra Institución y las Fuerzas Armadas de Cohetes y

Misiles confiables y seguros, aplicable a sus Planes de Guerra y Entrenamiento, y evitaría la dependencia tecnológica nacional y extranjera .

Desde el punto de vista de **COSTO-BENEFICIO**, el presente estudio **es factible**, por que el Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, es útil y provechoso para el Sector Defensa del País y satisface los requerimientos operativos de las Instituciones Armadas y del Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas; de la misma manera, es útil desde el punto de vista económico, porque su precio de construcción e implementación es muy inferior, con respecto a la posibilidad de adquirirlo en el extranjero, de manera que también se elimina la dependencia tecnológica extranjera.

Desde el punto de vista de **COSTO-OPORTUNIDAD**, el presente estudio **es factible**, porque nos permite avanzar tecnológicamente en el área de la cohetería militar con respecto al avance logrado en este campo por nuestros vecinos países; asimismo, en un periodo de tiempo de 211 días de trabajo (06 meses y medio), tendríamos concluido el proceso para construcción e implementación de un Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, el que probaría nuestros Cohetes y Misiles y abastecerían oportunamente y confiable los stocks de nuestra Institución y de las Fuerzas Armadas, para el cumplimiento adecuado de los Planes de Entrenamiento y Planes de Operaciones.

2) Conclusión General

En conclusión desde el punto de vista de las consideraciones militares, económicas, tecnológicas y de infraestructura, y las consideraciones costo - eficiencia, costo - beneficio y costo - oportunidad, **SI ES FACTIBLE**, la realización de un Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, pudiéndose adquirir todas y cada una de sus piezas

en el país, e implementarlo con personal y tecnología peruana, de tal manera de medir y evaluar las condiciones reales de los Cohetes y Misiles FAP, de tal manera de conocer su condición real y poder utilizarlos si se diera el caso, en condiciones de confiabilidad y seguridad, para su empleo en los Planes de Entrenamiento y Operaciones de la Institución y del Comando Conjunto en beneficio de la Defensa del País.

CAPÍTULO V:
DISEÑO DEL PROYECTO

CAPITULO V: DISEÑO DE PROYECTO

1.- DISEÑO DEL SISTEMA DE ADQUISICION DE DATOS (DAQ) DEL BANCO DE PRUEBAS

El sistema de adquisición de datos del banco de medición de parámetros gaseodinámicos de motores cohetes ya sean de cohetes o misiles de combustible sólido, **es una parte esencial** de todo el conjunto, y está compuesto básicamente de elementos hardware y software de última tecnología.

Con el advenimiento de la miniaturización de los componentes electrónicos y con el uso de hardware electrónico de rango comercial altamente preciso y confiable, se puede lograr construir un sistema de adquisición, preciso, confiable, con un ancho de banda adecuado para pruebas transitorias como es el caso del fenómeno cuya medición se desea realizar y lo principal a costos razonablemente bajos.

El sistema de adquisición de datos básicamente constara los siguientes elementos:

- 02 Módulos de Entrada de Voltaje.
- 01 Modulo de Voltaje de Termocuplas.
- 01 Modulo de entrada digital.
- 01 Modulo de Relays de salida.

- 01 Chasis de alojamiento de módulos de digitalización y acondicionamiento de señales.
- 01 Computadora LAPTOP de control con software de adquisición de datos.
- 01 Elemento de disparo.
- 01 Elemento de distribución de DC.
- 01 Celda de Carga
- 03 Transductores de Temperatura (Termocuplas)
- 03 Transductores de Presión.
- 04 Baterías de 12V y 16 AH
- 400 m de cable calibre AWG 10 para disparo

El Sistema de Adquisición de datos (DAQ) del banco de pruebas estáticas, **es el CORAZÓN de todo el proceso de medición**, EL Sistema de DAQ es el que recibe las señales eléctricas generadas por todo los transductores de medición, para su correspondiente procesamiento y posterior almacenamiento.

Cuando el Sistema de Adquisición de datos (DAQ), recibe una señal eléctrica en primer lugar la pasa por bloque de acondicionamiento de señal, luego le hace un proceso de digitalización y posteriormente la almacena en un medio físico para un post procesamiento y análisis de esta señal.

a.- SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS (DAQ):

Estará compuesto de los siguientes elementos:

1) 02 Módulos de Entrada de Voltaje NI 9215 con entradas BNC.



MODULO DE ENTRADA DE VOLTAJE NI 9215.

Este módulo contiene 04 entradas de voltaje análogo de muestreo simultáneo, posee una resolución de 16 bits, provee aislamiento contra lazo de tierra y posee inmunidad a ruido. El Sistema de DAQ usará 02 de estos módulos con lo cual tendrá una capacidad total de 08 canales de entrada análoga para la medición de 08 señales de voltaje análogas.

2) 01 Módulo de Voltajes de Termocuplas NI 9211.

Este módulo tiene la capacidad de aceptar la conexión de hasta 04 termocuplas, como el banco de pruebas estáticas usará 03 termocuplas, entonces se tendrá un canal de termocupla de reserva en caso se quiera ampliar el número de termocuplas a medir.

Posee una resolución de 24 bits, detección de termocupla abierta, compensación de la unión fría para una medición de alta precisión, inmunidad a alto ruido y alto rango de voltaje de modo común.



MODULO DE VOLTAJE DE TERMOCUPLAS NI 9211.

3) Módulo de entrada digital de 06 canales NI 9411

Este es un módulo de entrada digital, es decir es capaz de aceptar una señal de un cierto valor de voltaje que tenga valores de ON-OFF. Posee entradas digitales diferenciales en modo común. Este módulo le permitirá detectar las señales de comando provenientes del dispositivo de disparo.

4) 01 Módulo de Relays de salida NI 9481.

Este es un módulo de relay de 4 canales (SPST), este modulo permitirá el comando de encendido del cohete en prueba en el banco de pruebas estáticas. Provee un alto aislamiento entre canales. Cada canal posee un **LED** que indica el estado ON-OFF de dicho canal. Con este modulo el banco de pruebas estáticas tendrá un capacidad de control de salida de 4 canales.



MODULO DE RELAYS DE SALIDA NI 9481.

5) 01 Chasis de alojamiento de módulos NI cDAQ-9172

Este chasis es un rack contenedor o de alojamiento de módulos de adquisición y control, se encarga de contenedor a todos los módulos principales del Sistema de DAQ, a su vez se encarga de comunicar a todos los módulos que contiene con la computadora de control del sistema de DAQ mediante un cable USB de alta velocidad.

El chasis CDAQ-9172 es un chasis de 08 ranuras de conexión y puede soportar hasta 08 módulos de entrada/salida.

Este chasis es compatible con USB 2.0 mediante el cual puede controlar a todos los modos que contiene durante la adquisición de datos.



CHASIS DE ALOJAMIENTO DE MÓDULOS NI CDAQ-9172

6) 01 Computadora LAPTOP de control con software de adquisición de datos

Todo el sistema de DAQ será controlado por una Computadora **LAPTOP**, en la cual se instalará el software de adquisición de datos y control, esta computadora tendrá como mínimo 03 puertos USB 2.0 y tendrá las siguientes tareas:

- Lectura de señales provenientes del elemento de disparo y seguridad.
- Ejecución del arranque de la medición de parámetros.
- Lectura de todas las variables físicas requeridas.
- Almacenamiento de la DATA de la prueba obtenida.
- Procesamiento y presentación de la DATA almacenada.

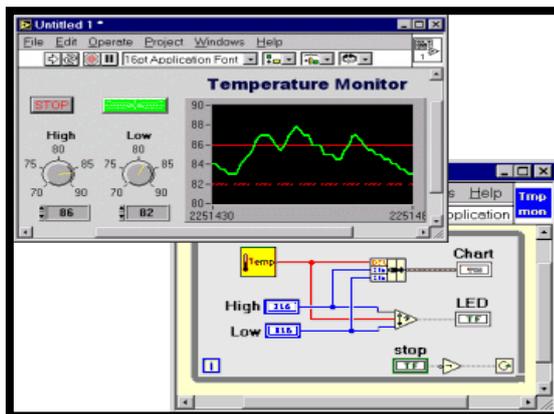
El software de adquisición será desarrollado usando la plataforma **LABVIEW DE NATIONAL INSTRUMENTS**, ya que esta plataforma provee un poderoso juego de herramientas para el control de todo el hardware de DAQ, así como para el procesamiento posterior de la DATA de campo.

EL LabVIEW es un ambiente de programación gráfica usado por millones de ingenieros y de científicos para desarrollar sofisticadas medidas, pruebas, y sistemas de control, usando los iconos y enlaces gráficos intuitivos que se asemejan a un organigrama

LabVIEW ofrece la integración incomparable con millares de dispositivos de hardware y proporciona centenares de bibliotecas incorporadas para avanzados análisis y visualización de datos.



COMPUTADORA LAPTOP DE CONTROL



SOFTWARE PARA EL MANEJO DE LA INFORMACION

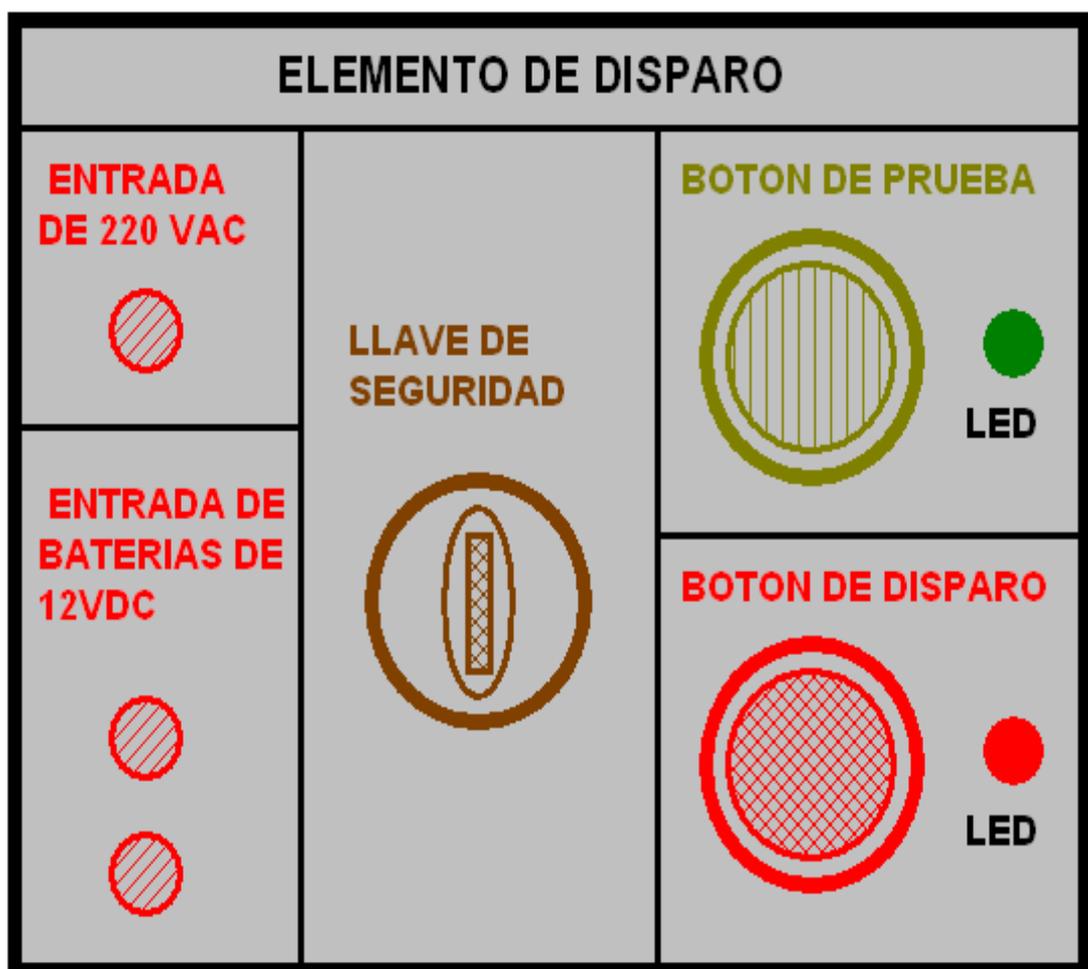


SOFTWARE PARA EL CONTROL DE LA INFORMACION

7) 01 Elemento de Disparo

El Elemento de disparo es un dispositivo que se encarga de enviar al sistema de adquisición de datos señales de seguridad y estado de los elementos de comando, así como contiene el botón de disparo de la prueba. Ira conectada a 02 baterías de 12 VDC que se encargarán de proveer el impulso de voltaje necesario para arrancar el elemento bajo prueba estática.

El elemento de disparo se ubicará en la caseta de disparo la cual debe encontrarse a una distancia prudencial del elemento bajo prueba (min. 300 m) y se conectara al sistema de DAQ mediante un cable de disparo calibre 10 AWG.



ELEMENTO DE DISPARO

Fuente: Propia

8) 01 Elemento de Distribución de DC.

El Elemento de distribución de Corriente Continua DC, es un módulo externo que sirve para proporcionar alimentación DC a todos los equipos del sistema de DAQ que requieran de algún tipo de potencia DC: 10V, 12V o 24V de acuerdo a la característica de funcionamiento de cada uno de ellos, este bloque tendrá la capacidad de conectarse ya sea a un bloque de baterías de 12V cada una o a 220 VAC con su correspondiente punto de conexión a tierra.



ELEMENTO DE DISTRIBUCIÓN

Fuente: Propia

La siguiente figura muestra la conformación final del chasis con los módulos de DAQ respectivos:



CONFORMACIÓN FINAL DEL CHASIS CON LOS MÓDULOS DE DAQ

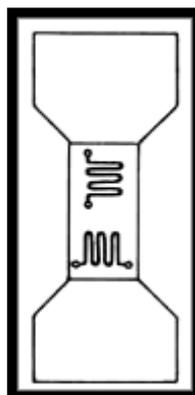
Fuente: Propia

9) CELDA DE CARGA O EMPUJE

Una celda de carga, es un dispositivo que sirve para la **medición de fuerza o peso**. Estos dispositivos transductores, denominados celdas de carga, miden las deformaciones producidas por una fuerza o peso. En general, un montaje en rayo o yugo es usado, el cual posee varias strain gauges montadas sobre él, de tal manera que la aplicación de una fuerza causa una deformación de todo el montaje que medida por las Strain gages.

Generalmente estos dispositivos están calibrados de tal manera que la fuerza (peso) está directamente relacionada con el cambio de resistencia.

Fuerzas tan altas como 5 MN (aproximadamente 10^6 Lb) pueden ser medidas con una celda de carga apropiada.



CELDA DE CARGA SIMPLE

La figura anterior muestra una celda de carga simple consistente de un bloque de aluminio de 2.500 cm de radio con una strain gage detectora y otra Strain gage de compensación, luego están Strain gages que se conectan a un puente wheatstone para el sensor del voltaje de salida final proporcional a la Fuerza aplicada.

La forma de la celda de carga considerada en la figura anterior es adecuada para el propósito de demostración, pero una celda de carga real es algo más compleja que la mostrada. El problema es que las fuerzas aplicadas en la parte superior de la celda de carga pueden causar que esta se doble o tuerza, en vez de simplemente comprimirse, en este caso, la superficie de un lado del yugo puede experimentar compresión mientras que el otro lado sufre tensión.

Obviamente, esto altera la correcta interpretación del resultado. Las celdas de carga prácticas son hechas montajes de yugo diseñados de tal modo que los Strain gages montadas no pueden ser expuestas a otras tensiones que aquellas causadas por la fuerza de compresión aplicada a la celda de carga.

La celda de carga que se usara en el banco de pruebas estáticas, tendrá una **capacidad de fuerza de 30,000 Kg-F**, y la velocidad de respuesta adecuada para la medición de los fenómenos transitorios que involucra este tipo de mediciones.



CELDA DE CARGA DE FUERZA.

Fuente: Propia

10) TRASDUCTORES DE TEMPERATURA (TERMOCUPLAS)

La temperatura es una medición de la energía cinética promedio de las partículas en una muestra de materia, que se expresa en unidades de grados o en una escala estándar, se puede realizar mediciones de temperatura de muchas formas diferentes, que varían con la exactitud y costo del equipo. Los termopares son unos de los sensores más comunes empleados en la medición de temperatura, ya que son relativamente económicos brindando exactitud y además pueden operar sobre un amplio rango de temperaturas.

Una termocupla se crea siempre que dos metales diferentes se tocan y el punto de contacto produce un pequeño voltaje en circuito abierto como una función de la temperatura. Este voltaje termoeléctrico se conoce como el voltaje de Seebeck, en honor a Thomas Seebeck, quien lo descubrió en el año de 1821. El voltaje es no lineal con respecto a la temperatura.

Sin embargo, para pequeños cambios en temperatura, el voltaje es aproximadamente lineal, es decir:

$$\Delta V = S \Delta T$$

Donde:

ΔV es el cambio en el voltaje.

S es el coeficiente de Seebeck.

ΔT es el cambio en la temperatura.

La siguiente figura muestra la forma de una termocupla comercial:



TERMOCUPLAS

Fuente: Propia

Están disponibles muchos tipos de termopares que se designan mediante letras mayúsculas que indican la composición de acuerdo con las convenciones del American National Standards Institute (ANSI). Por ejemplo, una termopar tipo-J posee un conductor de hierro y uno de constatan (una aleación de cobre-níquel).

Otros tipos de termopares son las B, E, K, N, R, S y T.

El voltaje de salida generado por cada termocupla se conecta a una canal de medición con acondicionamiento de señal, el banco constara de 03 termocuplas tipo J que podrán se colocadas en alguna posición de interés a lo largo del cuerpo del elemento cuya temperatura se desea medir hasta **800 grados centígrados**.

11) TRANSDUCTORES DE PRESIÓN

Un transductor de presión es un dispositivo que convierte la presión en una señal eléctrica análoga. Aunque hay varios tipos de transductores de presión, uno de los más comunes es el transductor basado en Strain Gages. La conversión de la presión en una señal eléctrica se logra por la deformación física de las Strain gages las cuales están pegadas al diafragma del transductor de presión e interconectadas entre si en configuración de Puente Wheatstone.

La presión aplicada al transductor de presión produce una deflexión del diafragma la cual se encarga de deformar los Strain Gages. La deformación producirá que cambie la resistencia eléctrica proporcionalmente a la presión aplicada.



TRANSDUCTORES DE PRESION

Fuente: Propia

Los transductores de presión están disponibles con tres tipos de salida eléctrica; en mili voltios, voltios, 4-20 mA y **270 atmósferas**.

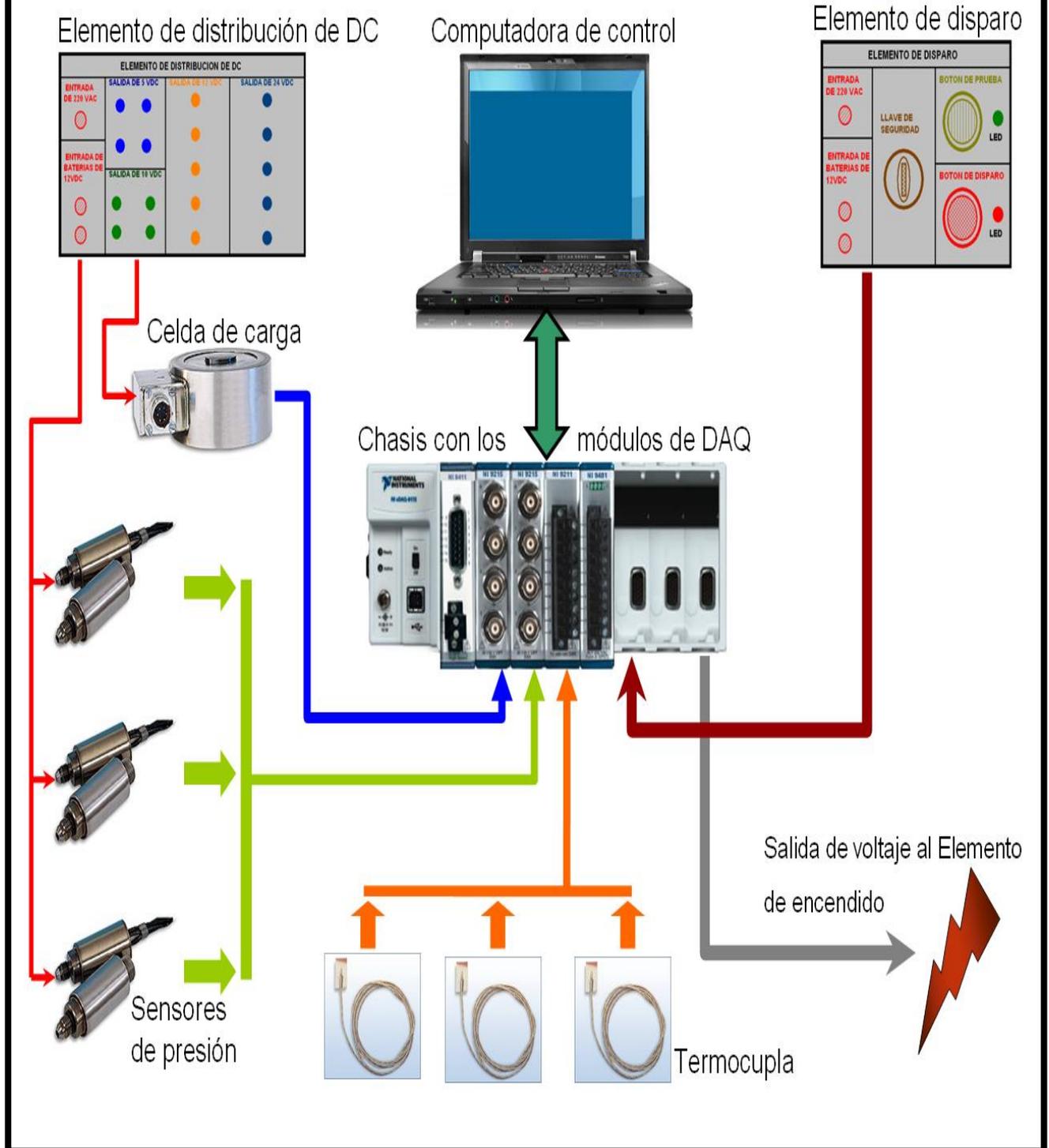
El banco de pruebas estáticas usara transductores de presión con salida de voltaje de 0- 5 V. Los transductores con salida de voltaje incluyen un acondicionamiento de señal integral el cual provee una salida de voltaje mucho más alta que un transductor de miliamperios.

La salida del transductor no es normalmente una función directa de la excitación. Esto quiere decir que fuentes de poder no reguladas son frecuentemente suficientes mientras ellas estén dentro del rango de capacidad especificado. Debido a que tienen un nivel de salida más alto estos transductores no son tan susceptibles al ruido eléctrico como los transductores de mili voltios de salida y por lo tanto pueden ser usados en ambientes ruidosos.

b.- CONFIGURACIÓN GENERAL DEL SISTEMA DE DAQ

Tal como he descrito las partes del sistema de DAQ en el apartado anterior, luego de reunir todos estos elementos, de alimentarlos de la manera adecuada e interconectarlos en su canal de acondicionamiento respectivo, el sistema de DAQ queda como lo muestra la siguiente figura de interconexión general:

CONFIGURACION GENERAL DEL SISTEMA DE DAQ



CONFIGURACIÓN GENERAL DEL SISTEMA DE DAQ

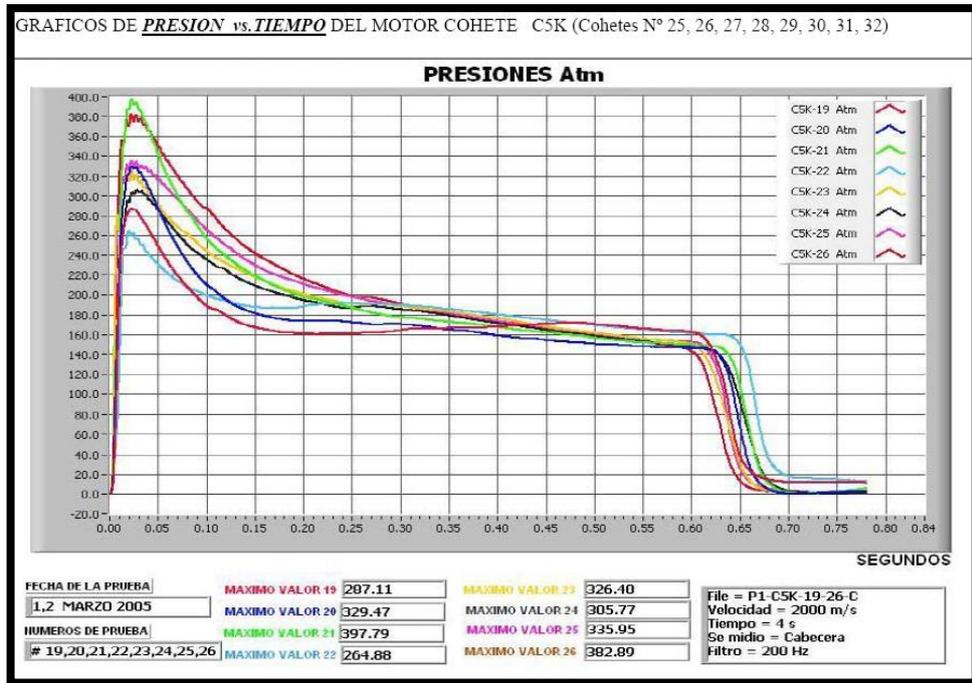
Fuente: Propia

c.- PROCESO DE FUNCIONAMIENTO

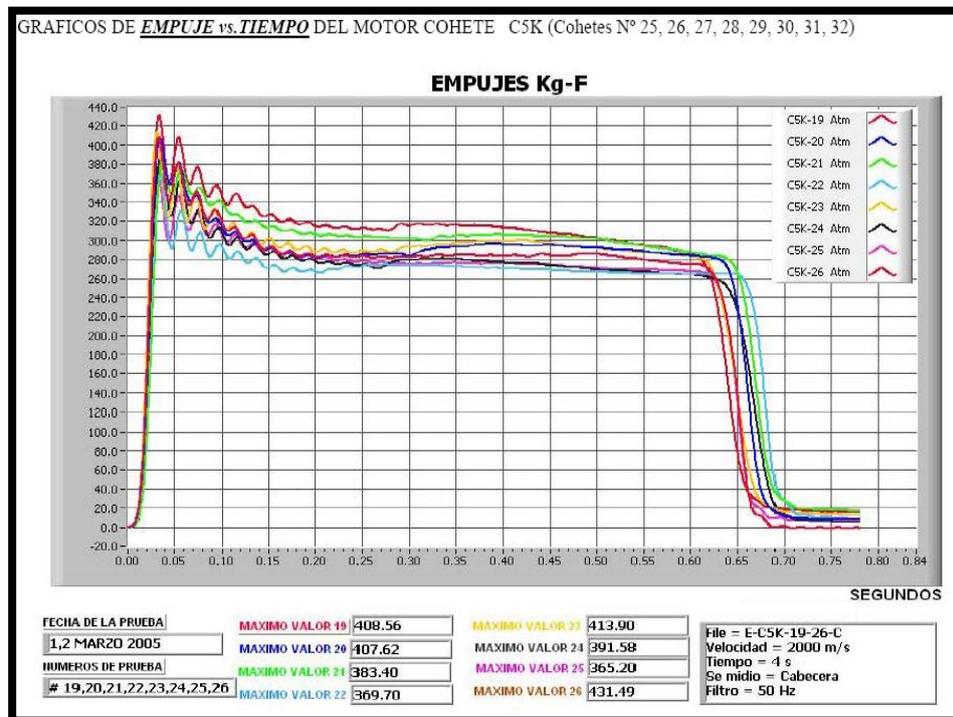
Para realizar el proceso de adquisición de datos se realiza el siguiente proceso:

- Colocar los Transductores a lo largo del motor desmontado y acondicionado apropiadamente para la prueba de tal manera que permitan la lectura correcta de las variables a medir (Empuje, Presión y Temperatura).
- Conectar los transductores a su respectivo canal de acondicionamiento de señal del sistema de adquisición de datos (DAQ), tomando en cuenta el tipo de señal que mide y el conector que se le ha asignado.
- Conectar cable de disparo al motor acondicionado.
- Ejecutar el programa del sistema de adquisición de datos (DAQ), a partir de este instante, el sistema de adquisición de datos (DAQ), queda en espera de la señal de disparo respectiva para proceder al arranque del motor, captura de la data en un buffer intermedio y posterior almacenamiento de la data en el disco duro.
- En el modulo de disparo, poner a este dispositivo en el modo de Armado.
- Esperar orden de disparo, una vez producida la orden de disparo, presionar el botón de arranque de prueba, con esto el sistema de adquisición de datos (DAQ) enciende el motor, empieza la captura de datos y a continuación el almacenamiento de los mismos en el disco duro de la computadora portátil LAPTOP.
- Una vez concluida la prueba se procede al post procesamiento de la data almacenada en el disco duro para una acertada interpretación de los mismos.
- Luego se precede a la impresión de las curvas obtenidas y la presentación final para el análisis de los resultados.

Como ejemplo, se presentan los resultados de las curvas obtenidas a las pruebas de 08 Cohetes tipo C-5 K del 13-03-2005.



Fuente: CONIDA



Fuente: CONIDA

2.- DISEÑO DE LA SALA DE ENSAYOS ESTÁTICOS Y DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS

La Sala de Ensayos Estáticos y la Sala de Control de Pruebas son 02 Salas diseñadas de acuerdo a los criterios técnicos especificados y solicitados en el capítulo 3, los que a continuación se indican:

- Deberá ser similar o mejor al Banco de pruebas de CONIDA.
- Deberá tener una longitud de motor de hasta **4000 mm. o 4.0 mts.**
- Deberá tener un diámetro de motor de **40 mm a 450 mm o 0.040 mts a 0.45 mts.**
- Deberá tener una celda de empuje que soporte un empuje propulsor de **1 a 294 Kilo Newtons o 102 Kilogramos fuerza a 30,000 Kilogramos fuerza.**
- Deberá tener una celda de presión que soporte una presión máxima de **270 atmósferas o 3968 PSI/ 274 Bar.**
- Deberá tener con 03 termocuplas o celdas de temperatura externa que soporten al menos **700 grados centígrados o 973 grados kelvin.**
- Deberá tener una caseta de seguridad de disparo de concreto para almacenar los equipos de medición y para realizar el disparo, protegiendo al personal.

Todas estas consideraciones se han tomado, teniendo en cuenta, que se desea probar todos los cohetes y misiles que la Fuerza Aérea del Perú, el Ejército y la Marina y que podrían tener en un futuro las Fuerzas Armadas del Perú; por que el Banco de medición de parámetros gaseodinámicos tendría la capacidad de medir **hasta 30,000 Kg-F de Empuje**, desde los cohetes SNEBB de 300 Kg-F o cohetes C-5 de 350 Kg-F , hasta el misil de mayor empuje o fuerza que tiene la Fuerza Aérea del Perú, el Misil 5B27Y que llega a los 17,000 Kg-F.

a.- UBICACIÓN

Es conveniente indicar que luego de la evaluación del lugar para construir este Banco de medición de parámetros gaseodinámicos, esta deberá ser construido con

sus 02 salas, en los terrenos de la Fuerza Aérea del Perú, de la **Base Logística de Punta Lobos del SEMAG**, ubicado en el distrito de Pucusana a 60 km de Lima, lugar donde se almacena el Material Clase V, V-A y V-DA de la FAP y en el cual existen terrenos libres con condiciones ideales para realizar este tipo de construcciones, parapetado y protegido por las condiciones naturales del terreno.

Luego de las visitas realizadas con el personal de Ingenieros y evaluando la condición del terreno, accesibilidad y condiciones de soporte logístico, se pudo ubicar un terreno cerca a la playa mediana que ofrece las condiciones para construir la **Sala de Ensayos Estáticos**, y cerca de el, se construiría la **Sala de Control de Pruebas**, que junto con la implementación del Sistema de Adquisición de datos, constituirían un **Banco de Medición de parámetros gaseodinámicos (presión, temperatura y empuje)**, para cohetes y misiles.



**VISTA SUPERIOR DEL LUGAR PROPUESTO PARA LA CONSTRUCCION
DE LA SALA DE ENSAYOS ESTATICOS**

Fuente: Propia

Este lugar se encuentra en la bajada hacia la playa mediana, el terreno es sólido, con buena cimentación y con un área apropiada para la construcción de la Sala de Ensayos Estáticos; asimismo, es conveniente precisar que este lugar se encuentra en una hondonada y tiene una protección natural de cerros, que le dan una protección a las instalaciones y al personal en caso de algún incidente.



**VISTA LATERAL DEL LUGAR PROPUESTO PARA LA
CONSTRUCCION DE LA SALA DE ENSAYOS ESTATICOS.**

Fuente: Propia

Asimismo, es necesario indicar, que cerca y protegido por los cerros, pero en el mismo camino hacia la playa mediana, se podría construir la Sala de Control de Pruebas, lugar desde donde se originaría el disparo para la iniciación del cohete o misil y se encontraría en una elevación, desde donde se vería el quemado del motor, sin ningún tipo de contratiempo.



**VISTA LATERAL DEL LUGAR PROPUESTO PARA LA
CONSTRUCCION DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS**

Fuente: Propia.

De la misma forma es conveniente precisar que la Sala de Ensayos Estáticos constara de 03 ambientes:

- 01 Sala del Sistema de Adquisición de datos.
- 01 Sala del Banco de Empuje.
- 01 Sala de Filmación

Y la Sala de Control de Pruebas constara de 01 ambiente:

- 01 Sala de Control de Pruebas.

b.- REQUERIMIENTOS

- Longitud máxima del Banco de Pruebas: 4.00m.
- Diámetro del motor-cohete : 0.45m.
- Empuje Máximo : 30,000 Kg-F (30 Ton).

c.- CONSTRUCCION DE LA SALA DE ENSAYOS ESTATICOS

Con excavación de zanjas para cimentación.

1) Trabajos a realizarse:

- Trazado de zona de acuerdo a plano.
- Excavación de zanjas para cimentación con una altura promedio de 0.55m.
- Construcción de cimientos de 0.55m. para el Banco de Pruebas, la sala de DAQ (Sistema de adquisición de Datos).
- Construcción del sobre-cimiento de las paredes auxiliares.
- Construcción del Banco de Pruebas.
- Construcción de la Sala de DAQ.
- Construcción de las paredes auxiliares.
- Construcción de sala de Comando.
- Construcción de losa (piso).
- Techado aligerado.
- Instalaciones eléctricas.

2) Ventajas.

- Los cálculos se han realizado para que la estructura soporte hasta 30 Ton. (30,000 Kg-F) de carga puntual.
- El periodo de diseño es de aproximadamente 10 años.
- El mantenimiento de este tipo de estructuras es sencillo y económico.

3) Desventajas.

- Los trabajos de excavación dada la naturaleza de los suelos de la zona (suelos de roca fija), podrían demandar una pequeña inversión adicional al programa (utilización de explosivos), el mismo que esta costado.

4) Presupuestos iniciales de la Construcción de la Sala de Ensayos.

COSTO DE LA CONSTRUCCION DE LA SALA DE ENSAYOS ESTATICOS PARA MOTORES COHETE						
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	METRADO	PRECIO UNITARIO Soles	PRECIO TOTAL Soles	PRECIO TOTAL USD
1	Excavación de zanjas	m3	12.41	50.78	630.2	196.9
2	Concreto Armado fc' = 210Kg/cm2	m3	9.14	462.82	4430.17	1384.4
3	Concreto Armado fc' = 300 Kg/cm2	m3	6.8	768.57	5226.28	1633.2
4	Techado Aligerado	m2	13.12	300	3937.5	1230.5
5	Losa de concreto	m2	20	25	500	156.3
6	Paredes auxiliares	m2	35	45	1575	492.2
7	Regleta de regulación	Pzs.	2	750	1500	468.8
8	Placas de sujeción de Celdas	Pzs.	2	350	700	218.8
9	Techo con calamina	m2	19.3	108.5	2094	654.4
10	Puertas metálicas	Pzs.	3	500	1500	468.8
11	Instalacion electrcia	varios			2500	781.3
12	Pintura	m2	164.22	5.4	886.8	277.1
13	Estructura metalica para sujecion de motores	Pzs.	1	5000	5000	1562.5
14	Supervision y control	1			6000	1875.0
				TOTAL	36480.0	11400.0

Fuente: Propia

5) Precios de Materiales

PRECIO DE MATERIALES				
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	PROCEDENCIA	PRECIO UNITARIO Soles
1	Cemento	Bolsa	Lima	17.0
2	Arena gruesa	m3	Lima	38.0
3	Arena fina	m2	Lima	45.0
4	Piedra chancada	m2	Lima	50.0
5	Alambre No 16	Kg.	Lima	3.2
6	Clavos 3" y 4 "	Kg.	Lima	2.2
7	Fierro Corrugado Ø 1/2"	varilla	Lima	14.5
8	Fierro Corrugado Ø 3/8"	varilla	Lima	26.0
9	Ladrillo Pandereta	millar	Lima	530.0
10	Ladrillo Techo	millar	Lima	4900.0
11	Agua	m3	Lima	8.0

Fuente: Mercado

6) Metrados

a) ZANJA PARA CIMENTACION (H: 0.55m.)

(1) BANCO DE PRUEBAS

$$(0.90 \times 4.00) =$$

3.60 metros 2

(2) SALA DE DAQ.

$$(0.60 \times 8.075) + (0.60 \times 8.075) + (0.80 \times 2.65) + (0.60 \times 2.65) =$$

13.40 metros 2

(3) PAREDES AUXILIARES

$$(0.60 \times 8.075) + (0.60 \times 0.60) + (0.60 \times 0.60) =$$

5.565 metros 2

AREA TOTAL : 22.57 m2

VOLUMEN TOTAL: 12.41 m3

b).ENCOFRADOS

(1) BANCO DE PRUEBAS

$$((0.90 + 4.00 + 4.00) 0.60) + (0.60 + 4.00 + 4.00) 0.60 =$$

10.50 metros 2

(2) SALA DE DAQ.

$$2(2(0.60 \times 4.00) + (0.60 \times 0.60) + 2.80(2.85 \times 2.65)) + 2(2(0.80 \times 2.65) =$$

11.85 metros 2

(3) PAREDES AUXILIARES

$$2(0.60 \times 8.075) + 2(0.60 \times 0.60) + 2(0.60 \times 0.60) + 2(0.60 \times 0.60) = 49.32$$

metros 2

AREA TOTAL: 71.67 m2

c) CONCRETO

I. CONCRETO $f_c' = 300 \text{ Kg/cm}^2$

(1) BANCO DE PRUEBAS

$$(0.90 \times 4.00 \times 0.55) + 0.60 \times 4.00 \times 0.65 =$$

3.54 metros 2

(2) SALA DE DAQ.

$$2 (0.25 \times 2.675 \times 2.25) + (0.80 \times 2.65 \times 0.55) + (0.50 \times 2.65 \times 2.25) +$$

$$(0.25 \times 0.25 \times 2.65) =$$

8.85 metros 2

(3) PAREDES AUXILIARES

0 metros 2

AREA TOTAL: 12.39 m2

VOLUMEN TOTAL: 6.81 m3

II. CONCRETO $f_c' = 210 \text{ Kg/cm}^2$

(1) BANCO DE PRUEBAS

0 metros 2

(2) SALA DE DAQ.

0 metros 2

(3) PAREDES AUXILIARES

$$0.60 \times 8.075 \times 0.55 + 0.15 \times 8.075 \times 0.30 + 0.60 \times 0.60 \times 0.55 + + 0.15 \times$$

$$0.205 \times 0.30 + 0.60 \times 0.60 \times 0.55 + 0.15 \times 0.825 \times 0.30 = 16.62 \text{ metros 2}$$

AREA TOTAL: 16.62 m2

VOLUMEN TOTAL: 9.14 m3

d) 2.4 METRADOS DE ACERO

(1) BANCO DE PRUEBAS

(a) $34 \times 1.30 + 17 \times 1.10 = 137.70\text{m. de Fe. } \varnothing 1/2''$

(b) $85 \times 0.50 + 15 \times 4.00 = 102.50\text{m. de Fe. } \varnothing 3/8''$

(2) SALA DE DAQ.

(a) $22 \times 3.40 = 74.80\text{m. de Fe. } \varnothing 1/2''$

(b) $9 \times 3.10 + 11 \times 2.50 + 9 \times 3.10 + 11 \times 2.50 + 30 \times 3.20 + 11 \times 3.40 + 15 \times 3.10 = 290.70\text{m. de Fe. } \varnothing 3/8''$.

(3) PAREDES AUXILIARES.

0 metros 2

TOTAL:

137.70m. de Fe. $\varnothing 1/2''$: 15.30 Varillas =

20 varillas de Fe. $\varnothing 1/2''$.

393.20m. de Fe. $\varnothing 3/8''$: 43.68 Varillas =

50 varillas de Fe. $\varnothing 3/8''$

7) Determinación de precios unitarios

a) EXCAVACIÓN DE ZANJAS (m3)

Perforación: $15.78 \times 12.40 = 195.90$

Eliminación de materiales = $35.00 \times 12.41 = 434.38$

Sub-Total = 620.27

PU = 50.78/m3

b) CONCRETO DE CEMENTO PORTLAD $f_c \sim 300 \text{ Kg/cm}^2$

Encofrado: $71.67 \times 32.50 = 2,329.28$

Concreto: $208.00 \times 9.14 = 1,901.31$

Armadura: 0

Sub-Total = 4230.58

PU = 462.82/m3

c) CONCRETO DE CEMENTO PORTLAD $f_c \sim 210 \text{ Kg/cm}^2$

Encofrado: 0

Concreto: $220.30 \times 6.81 = 1,500.75$

Armadura: $3(14.50 \times 50 + 26 \times 20) = 3,735.00$

Sub-Total = 5,235.75

PU = 768.57/m³

d) ADICIONALES

Pzas

Sub-Total = 5,000

Para sujetar el motor cohete en el Banco de Prueba, se debe tener una estructura metálica diseñada especialmente para cada tamaño de motor a ensayar.

Se estima una estructura para sujetar un motor-cohete de 4.00 m. de longitud y 0.45m. de diámetro.

D.-.CONSTRUCCION DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS

1) Presupuestos iniciales de la Construcción de la Sala de Control de Pruebas.

COSTO DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS						
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	METRADO	PRECIO UNITARIO Soles	PRECIO TOTAL Soles	PRECIO TOTAL USD
1	Excavación de zanjas	m3	6.85	50.78	347.84	108.7
2	Concreto Armado fc' = 210Kg/cm2	m3	6.85	319	2185.15	682.9
3	Paredes	m2	60.24	45	2710.8	847.1
4	Techado Aligerado	m2	24.95	300	8233.5	2573.0
5	Losa de concreto	m2	20	25	500	156.3
6	Puertas metálicas	Pzs.	1	500	500	156.3
7	Instalacion electrcá	varios		530	530	165.6
8	Pintura	m2	114.24	5.4	616.9	192.8
9	Supervision y control	1			4000	1250.0
				TOTAL	19624.2	6132.6

Fuente: Propia

2) Precios de Materiales

PRECIO DE MATERIALES				
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	PROCEDENCIA	PRECIO UNITARIO Soles
1	Cemento	Bolsa	Lima	17.0
2	Arena gruesa	m3	Lima	38.0
3	Arena fina	m2	Lima	45.0
4	Piedra chancada	m2	Lima	50.0
5	Alambre No 16	Kg.	Lima	3.2
6	Clavos 3" y 4 "	Kg.	Lima	2.2
7	Fierro Corrugado Ø 1/2"	varilla	Lima	14.5
8	Fierro Corrugado Ø 3/8"	varilla	Lima	26.0
9	Ladrillo Pandereta	millar	Lima	530.0
10	Ladrillo Techo	millar	Lima	4900.0
11	Agua	m3	Lima	8.0

Fuente: Mercado

3) Metrados.

a) ZANJA PARA CIMENTACION (H: 0.60m.)

$$\text{AREA} = 2(5.46 \times 0.60) + 2(3.66 \times 0.60) =$$

11.424 metros 2

AREA TOTAL: 11.42 m2

VOLUMEN TOTAL : 6.85 m3

b) ENCOFRADOS

AREA = $2(5.76 \times 0.60) + 2(4.66 \times 0.60) + 2(4.86 \times 0.60) + 2(3.66 \times 0.60) =$
22.85 metros 2

AREA TOTAL: 71.67 m2

c) CONCRETO $f_c' = 210 \text{ Kg/cm}^2$

AREA = $2(5.86 \times 0.60) + 2(3.66 \times 0.60) = 11.42$ metros 2

AREA TOTAL: 11.42 m2

VOLUMEN TOTAL : 6.85 m3

4) Determinación de precios unitarios

a) EXCAVACIÓN DE ZANJAS (m3)

Perforación: $15.78 \times 12.40 = 195.90$

Eliminación de materiales = $35.00 \times 12.41 = 434.38$

Sub-Total = 620.27

PU = 50.78/m3

b) CONCRETO DE CEMENTO PORTLAD $f_c' 210 \text{ Kg/cm}^2$

Encofrado: $22.85 \times 32.50 = 742.56$

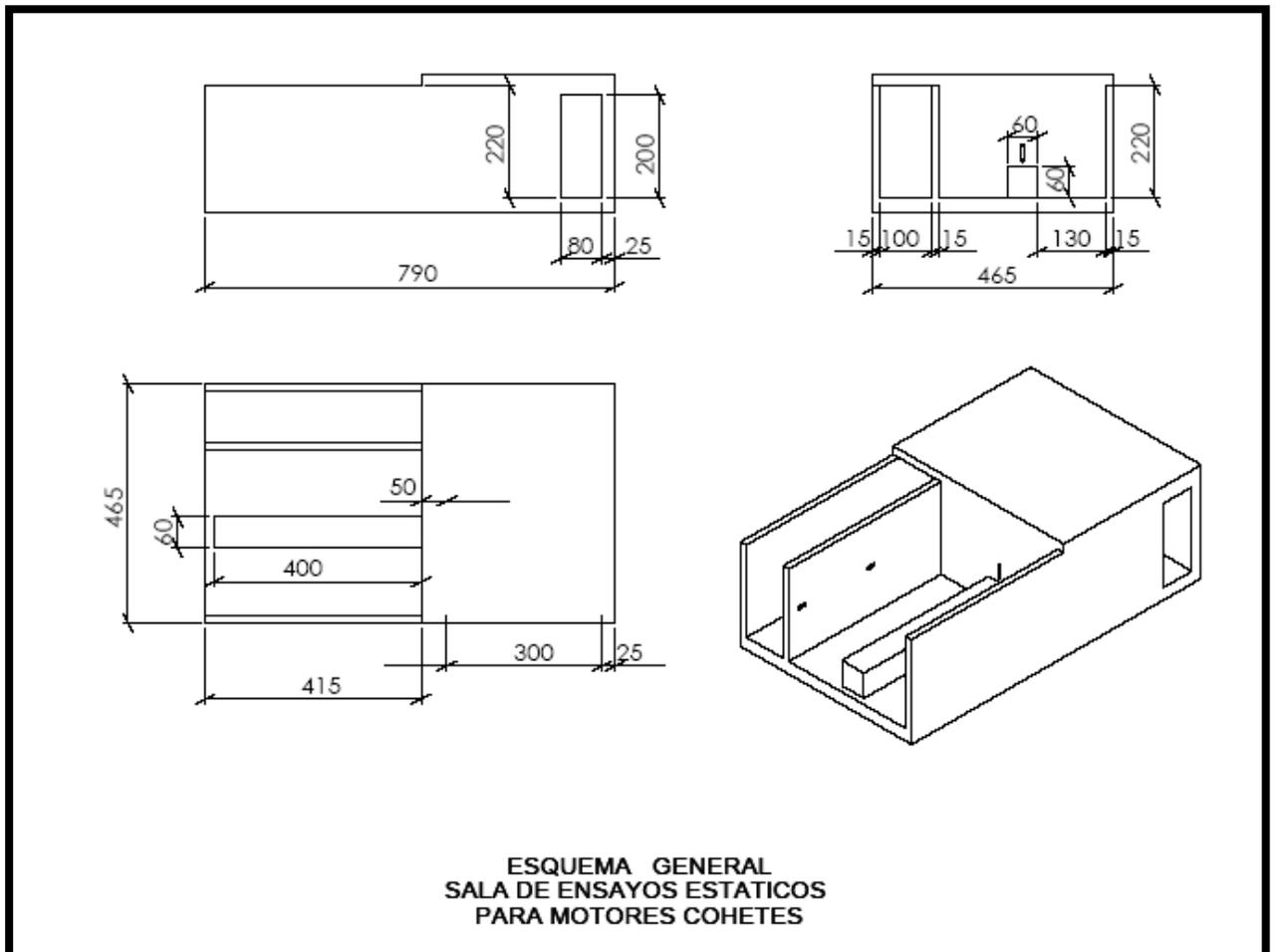
Concreto: $208.00 \times 6.69 = 1,391.52$

Sub-Total = 2,134.08

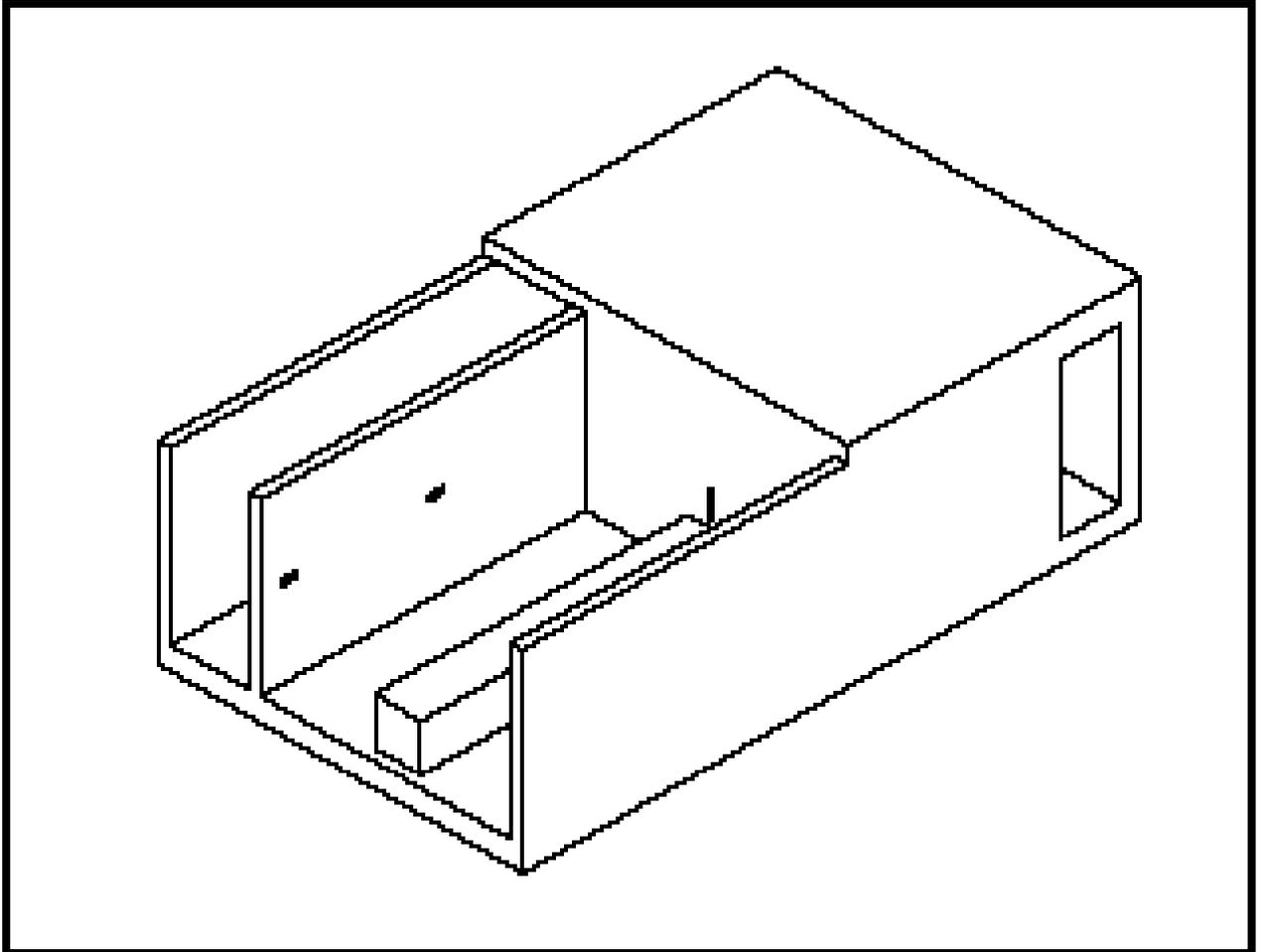
PU = 319.00/m3

e.- PLANOS Y ESQUEMAS DE DISTRIBUCION DE LA SALA DE ENSAYOS ESTÁTICOS Y SALA DE CONTROL DE PRUEBAS

Para la elaboración de planos se ha recurrido a Ingenieros civiles y mecánicos con experiencia de CONIDA, que en base a nuestros requerimientos planteados, a la evaluación del terreno y su experiencia, se ha propuesto estos diseños, los mismos que han sido trabajados en software de diseño como AutoCAD y son los que se presentan a continuación:



Fuente: Propia

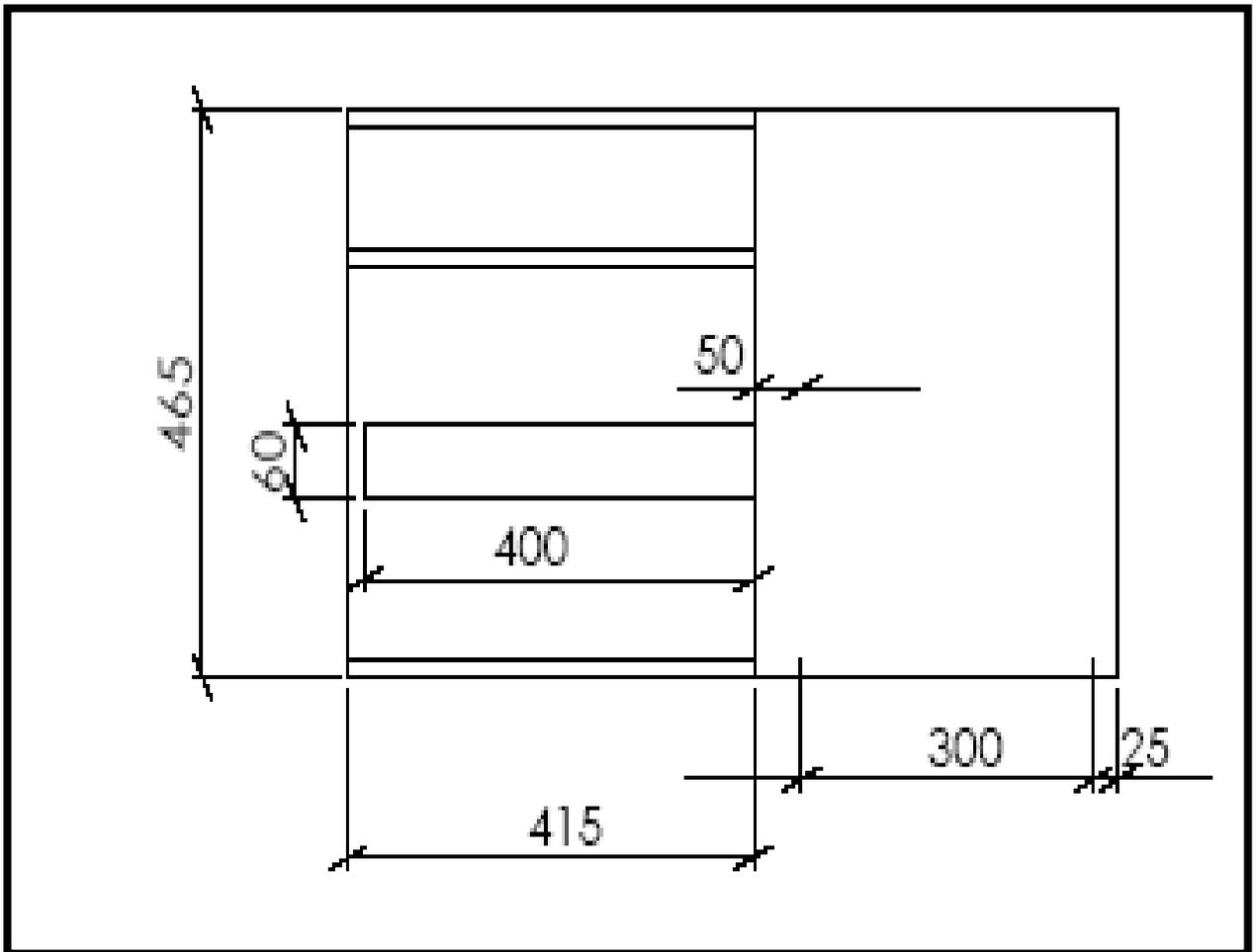


VISTA DE LA SALA DE ENSAYOS ESTATICOS PARA MOTORES COHETE

Fuente: Propia

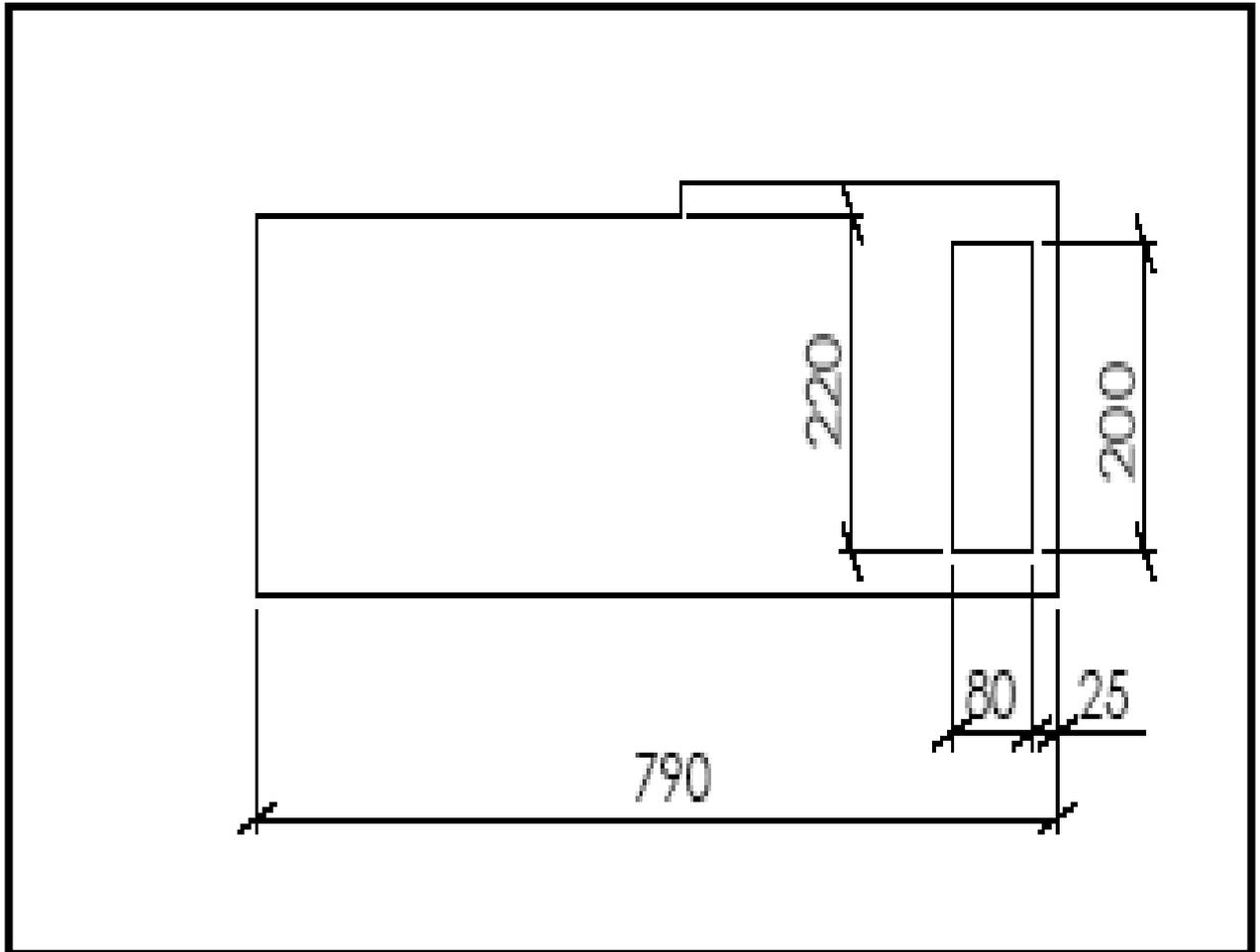
La cual consta de 03 ambientes:

- 01 Sala del Sistema de Adquisición de datos.
- 01 Sala del Banco de Empuje.
- 01 Sala de Filmación.



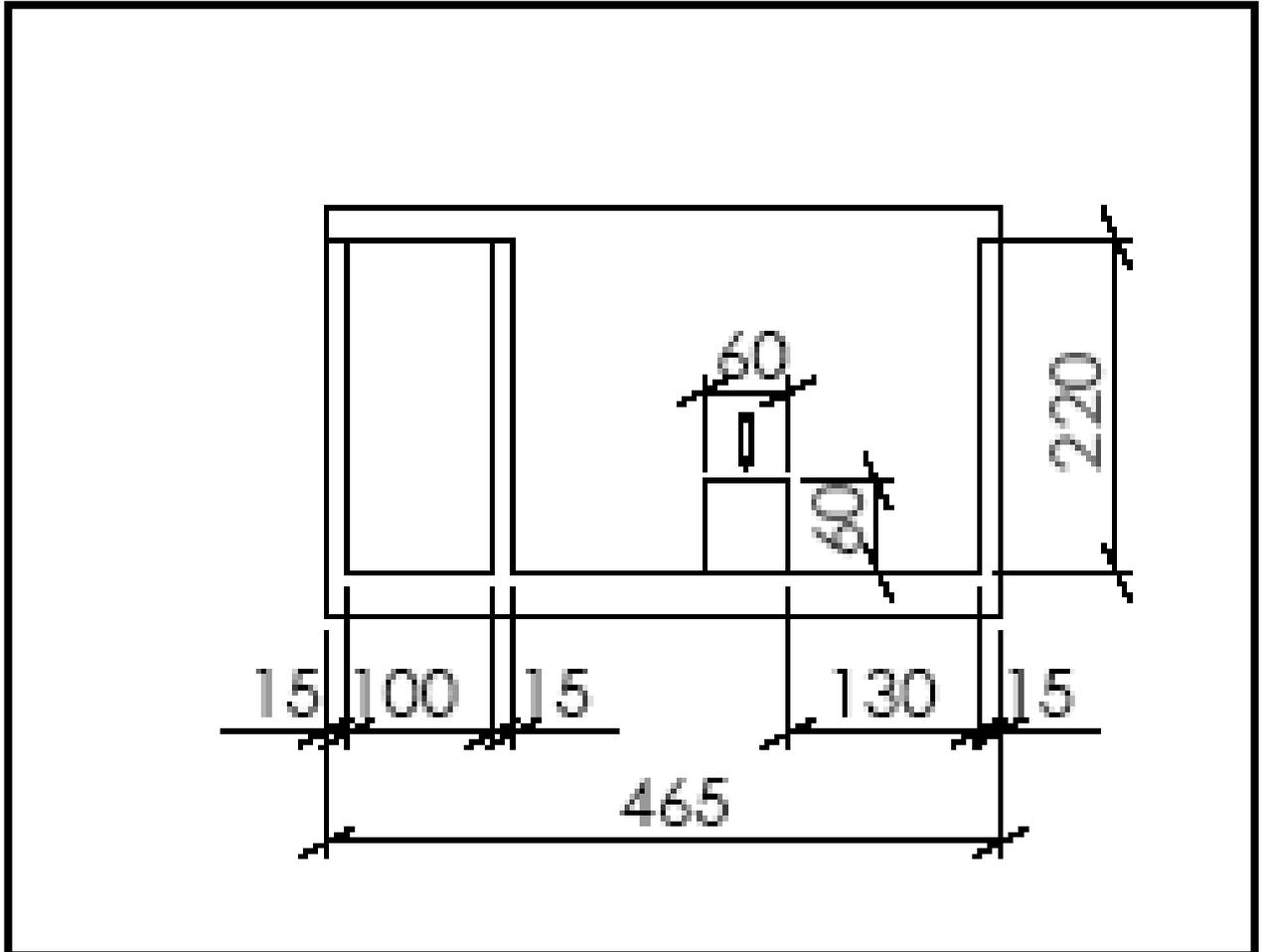
**VISTA DE PLANO O SUPERIOR Y MEDIDAS DE LA SALA DE ENSAYOS
ESTÁTICOS PARA MOTORES COHETE**

Fuente: Propia



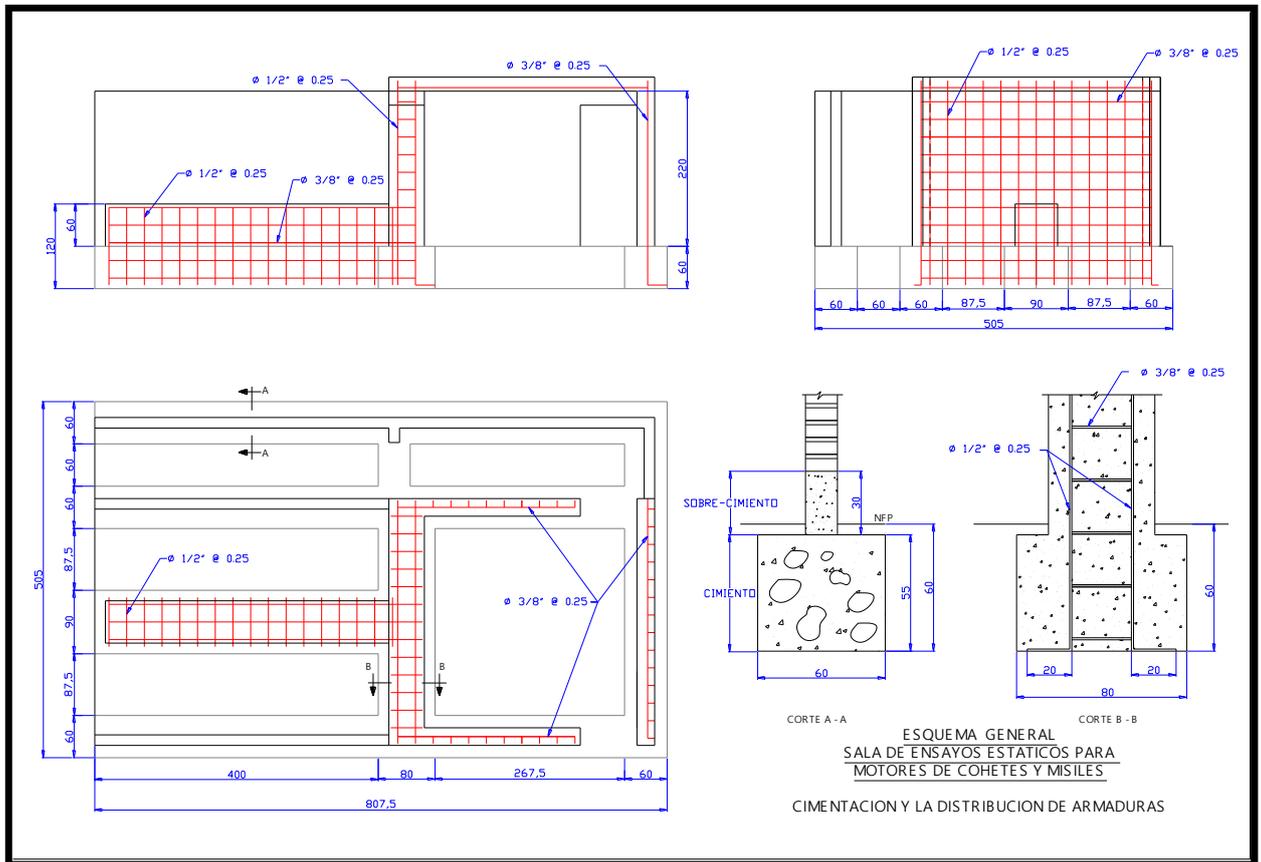
**VISTA LATERAL Y MEDIDAS DE LA SALA DE ENSAYOS ESTÁTICOS
PARA MOTORES COHETE**

Fuente: Propia



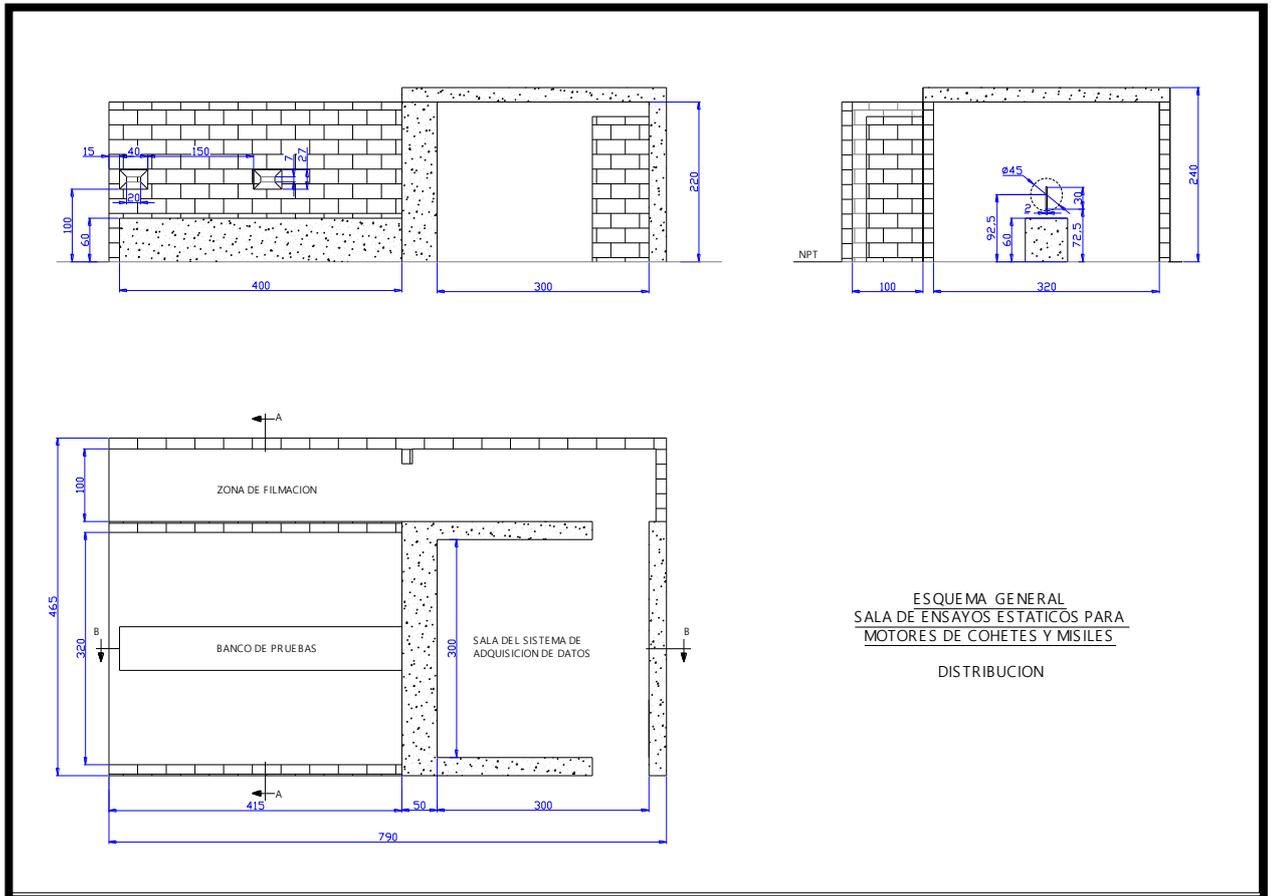
VISTA FRONTAL Y MEDIDAS DE LA SALA DE ENSAYOS ESTÁTICOS
PARA MOTORES COHETE

Fuente: Propia



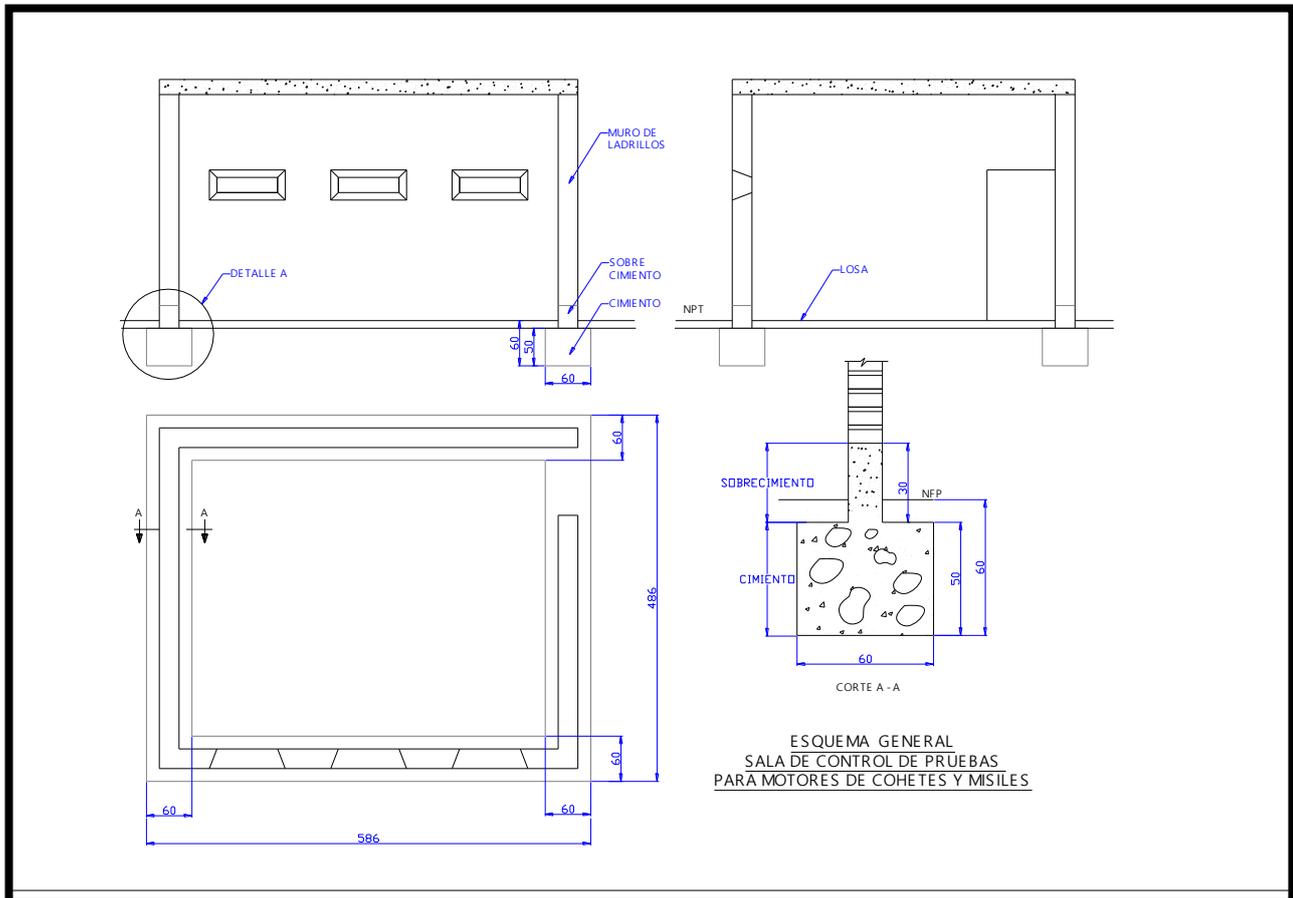
**ESQUEMA GENERAL DE LA SALA DE ENSAYOS ESTÁTICOS PARA
MOTORES COHETE
CIMENTACIÓN Y DISTRIBUCIÓN DE ARMADURAS**

Fuente: Propia



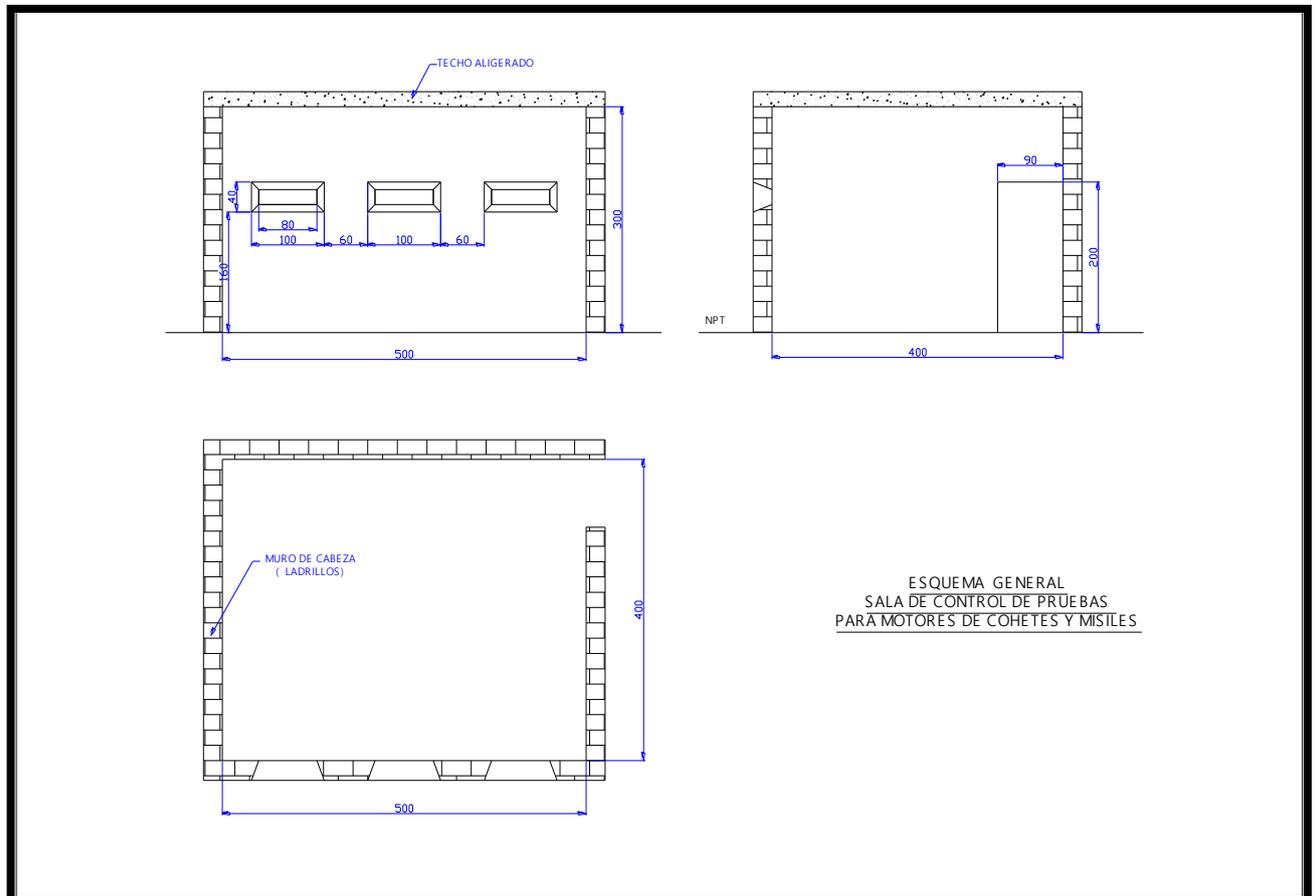
**ESQUEMA GENERAL DE LA SALA DE ENSAYOS ESTÁTICOS PARA
MOTORES COHETE
DISTRIBUCIÓN**

Fuente: Propia



ESQUEMA GENERAL DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS CIMENTACIÓN Y DISTRIBUCIÓN DE ARMADURAS

Fuente: Propia



ESQUEMA GENERAL DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS DISTRIBUCIÓN

Fuente: Propia

CAPÍTULO VI:
FASES Y ETAPAS DEL PROYECTO

CAPITULO VI: FASES Y ETAPAS DEL PROYECTO

1.- FASES Y ETAPAS DEL PROYECTO

El proyecto estará dividido en 02 Fases claramente definidas y con sus respectivas etapas y tareas, estas han sido definidas de acuerdo a 02 sistemas a ser desarrollados a fin de conformar un todo; el obtener el Banco de medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, temperatura y empuje) para cohetes y misiles de la FAP, de acuerdo a la siguiente descripción:

- 1.- Primera Fase: Adquisición de componentes (Celdas de cargas, Transductores de Presión y Termocuples), desarrollo e implementación del Sistema de Adquisición de Datos (DAQ).
- 2.- Segunda Fase: Adquisición de componentes y desarrollo de la Sala de Ensayos donde va montado el motor y Sala de Control de pruebas.

Las Fases y Etapas como se puede apreciar en el diagrama del Cronograma de Actividades (Cuadro N° 1), se inician en forma simultánea el primer día laborable del año y las actividades pueden ser ejecutadas en forma paralela a fin de no extender innecesariamente los tiempos de desarrollo del proyecto, que deberá ser terminado con un prototipo operacional al termino de 06 meses y medio consecutivos de

actividades, tiempo que esta considerado de acuerdo al análisis efectuado desde el punto de vista de **COSTO-OPORTUNIDAD**; asimismo, la Fase No 1 y la Fase No 2 se pueden desarrollar conjuntamente, dentro de un sistema de interoperatividad de diseño, fabricación y montaje de piezas.

2.- ORGANIZACIÓN GENERAL DEL PROYECTO

En principio habría que establecer la forma de financiamiento del proyecto Banco de medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, temperatura y empuje) para cohetes y misiles de la FAP, esto se halla contemplado en el Capítulo VIII del Presupuesto, debido a que depende de los participantes y sus aportes o las formas de financiamiento. Asimismo, este es un proyecto eminentemente aeronáutico y en el Perú es la CONIDA y FAP a través del SEMAG, los que disponen del mayor avance sobre el tema, así como de personal de mayor experiencia en este campo; por lo que se puede proceder a establecer a la Jefatura del Proyecto, el cual puede ser asumido el Servicio Técnico a cargo del Material de Guerra de la FAP, recayendo esta responsabilidad en el Comandante del Servicio de Material de Guerra (SEMAG) o en el Comandante de Material FAP, el cual es el encargado del Sistema Logístico de la FAP, los que indistintamente de acuerdo a lo que se establezca, serian el Jefe del Proyecto, el que estaría a cargo de la Administración General del Proyecto (financiera, técnica y operativa) asimismo, el referido proyecto tendría 02 Sub. Jefaturas del Proyecto:

Sub. Jefatura del Sistema Mecánico-Civil

(Desarrollo de la Sala de Ensayos y Sala de Control de Pruebas).

Sub. Jefatura del Sistema de Adquisición de Datos (DAQ).

(Desarrollo del Sistema para la Adquisición de Datos).

De la misma forma, la Jefatura y las Sub. Jefaturas tendrían las siguientes consideraciones.

a.- Política

Planificar, ejecutar, controlar y mantener todas las actividades desarrolladas en las distintas disciplinas dentro de las diversas etapas del Proyecto, con el fin de asegurar y garantizar que los materiales, suministros, prototipos, pruebas, servicios y organización cumplan con los requisitos de calidad, seguridad y capacidad establecidos, según sea el caso.

b.- Propósito

Establecer las bases para el control de todas las actividades relativas a la calidad y seguridad del Prototipo de Banco de medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, temperatura y empuje) para cohetes y misiles de la FAP, que deberán observar toda la organización del Proyecto, contratistas y proveedores.

Asimismo, se aplicará gestión de la calidad a los sistemas y subsistemas calificados como niveles de calidad A, B y C en sus etapas de:

- Suministro y fabricación.
- Montaje del Prototipo y Sistemas.
- Pruebas y ensayos, estáticos y dinámicos

c.- Funciones**1) Jefe del Proyecto.**

Es la máxima autoridad en los aspectos de coordinación, técnicos, económicos y de garantía de calidad, para la ejecución del Proyecto.

2) Sub. Jefatura del Sistema Mecánico - Civil del Proyecto

Es la autoridad en los aspectos técnicos, económicos y de garantía de calidad, en lo concerniente al diseño, factibilidad técnica y económica, fabricación de prototipos e implementación y operación del Proyecto, desarrollo de Sala de Ensayos donde va montado el motor y Sala de Control de Pruebas.

El cual tendría las siguientes Funciones y Responsabilidades

a) Funciones y Responsabilidades

- Establecer la organización y asignación del personal del Proyecto.
- Entender y decidir en todas las actividades concernientes a la ejecución del Proyecto.
- Requerir la colaboración de la Fuerza Aérea del Perú, y otros organismos en lo concerniente a las necesidades del Proyecto.
- Atender las relaciones y negociaciones con contratistas nacionales y extranjeros en la adquisición de suministros.
- Asegurar a través de la organización del Proyecto la coordinación de las relaciones y negociaciones con las empresas contratistas, organismos de apoyo, etc., a fin de obtener la calidad en los trabajos, una adecuada programación y el control de cumplimiento.
- Asegurar a través de la organización del Proyecto el cumplimiento del Programa de Garantía de Calidad.
- Aprobar los procedimientos organizativos, operativos de seguridad y calidad por parte de contratistas y grupos del trabajo relacionados al Proyecto.
- Atiende los requerimientos de documentación, información y recursos surgidos de la ejecución del Proyecto a la Fuerza Aérea y CONIDA.

Asimismo, tendría la siguiente línea de autoridad

b) Autoridad

- Tiene autoridad sobre el Director Técnico y la Administración Financiera y coordina con la Sub. Jefatura del Sistema de Adquisición de Datos (DAQ).
- Asimismo, a través del Director Técnico, mantiene autoridad, sobre el Jefe de Desarrollo de Ingeniería (Puesta en Marcha,

Fabricación y Montaje), Jefe de Logística y Jefe de Control de Calidad.

-Mantiene relaciones de coordinación e información con la Sub. Jefatura del Sistema de Adquisición de Datos (DAQ).

-Informa al Jefe del Proyecto.

3) Sub. Jefe del Sistema de Adquisición de Datos (DAQ).

Es la autoridad en los aspectos técnicos, económicos y de garantía de calidad, en lo concerniente a la adquisición, diseño, factibilidad técnica y económica, para el desarrollo, implementación y operación del Sistema de Adquisición de Datos (DAQ).

Comparte la responsabilidad de la Dirección y Ejecución del Proyecto conjuntamente con la Sub. Jefatura del Sistema Mecánico - Civil del Proyecto y se encarga de coordinar y proporcionar toda la logística militar necesaria para el cumplimiento del presente proyecto.

El cual tendría las siguientes Funciones y Responsabilidades

a) Funciones y Responsabilidades

-Entiende en todas las actividades concernientes a la Ejecución del Proyecto.

-Atiende y coordina con el SEMAG, SELEC, SEBAT y CEDEP, las necesidades financieras, técnicas y de gestión del proyecto.

-Coordina con la Administración Financiera, los requerimientos económicos del proyecto.

-Asegurar y elaborar la documentación en los aspectos de manejo y seguridad de materiales explosivos y otros que por su particularidad requieren un trato específico.

-Asegurar el estado de avance de las actividades del Proyecto.

-Coordina y evalúa con el Sub. Jefatura Mecánica Civil del Proyecto, el Programa de actividades, cumplimiento de metas y optimización de utilización de recursos.

- Asegura el manejo y emisión de la documentación del Proyecto, dentro del ámbito de seguridad y reserva.
- Atiende los requerimientos de documentación, información y recursos surgidos de la Ejecución del Proyecto ante el COMAT y los Servicios Técnicos de la Fuerza Aérea del Perú.
- Cumple con el Programa de Garantía de Calidad.

Asimismo, tendría la siguiente línea de autoridad

b) Autoridad

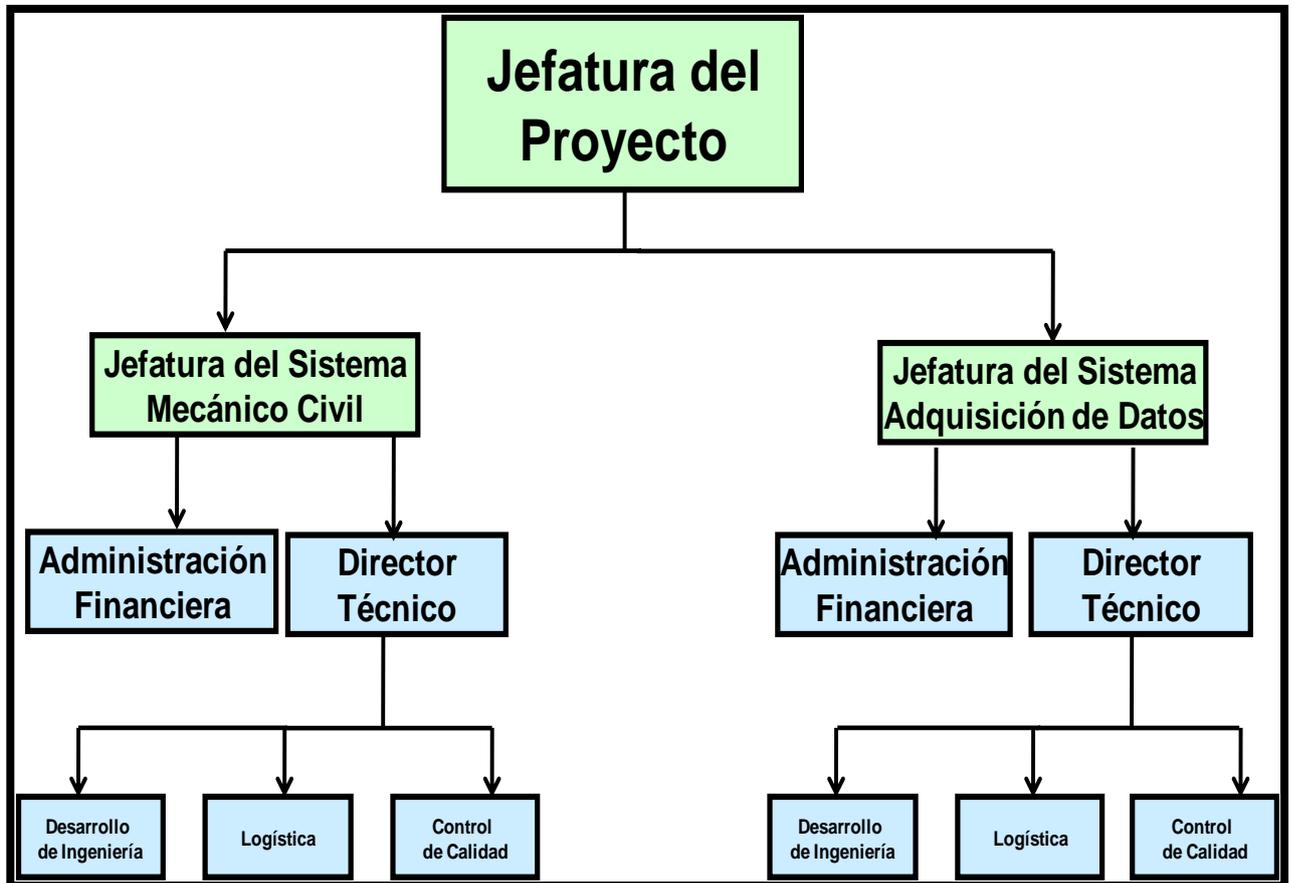
- Comparte la autoridad sobre la organización del Proyecto con el Sub. Jefatura Mecánica Civil del Proyecto.
- Tiene autoridad sobre el Director Técnico y la Administración Financiera y coordina con los Comandantes de Unidad de los Servicios Técnicos, los requerimientos técnicos y logísticos del proyecto.
- Informa al COMAT y al SEMAG sobre el avance del proyecto.
- Coordina con el COMOP, los requerimientos operativos de pruebas funcionales.

En conclusión, el proyecto requiere establecer una Jefatura del Proyecto, para las actividades de desarrollo de todo el sistema, de tal forma que se coordinen y se oriente en forma eficiente y eficaz, el esfuerzo hacia el objetivo trazado.

Paralelamente es necesario exista una Supervisión Operativa que pudiera supervisar el proyecto desde el punto de vista operativo, como el COMOP, que aporte la jerarquía de mandos y pueda ir definiendo los logros alcanzados para cada etapa del proyecto desde el punto de vista de usuarios.

4.- ORGANIGRAMA DEL PROYECTO

El Cuadro Orgánico propuesto se describe en el Cuadro N° 2.



Cuadro No 2

Fuente: Propia

CAPÍTULO VII:
PLAZOS

CAPITULO VII: PLAZOS PARA LA EJECUCIÓN DEL PROYECTO

Los plazos de ejecución del proyecto están de acuerdo a los contenidos propuestos en las dos (02) Fases del Proyecto con sus respectivas etapas; para lo cual, en lo que concierne al control de los plazos, nos guiaremos del Cronograma de Actividades propuesto para el desarrollo del Banco de medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, temperatura y empuje) para cohetes y misiles de la FAP en el Capítulo VII, el cual depende de la aprobación que se pueda efectuar al proyecto propuesto y del abastecimiento oportuno de los insumos. A continuación se indican las Fases del Proyecto, los mismos que deberán cumplirse de acuerdo a los plazos presentados en el cronograma de actividades.

- 1.- Primera Fase: Adquisición de componentes (Celdas de cargas, Transductores de Presión y Termocuples), desarrollo e implementación del Sistema de Adquisición de Datos (DAQ).
- 2.- Segunda Fase: Adquisición de componentes y desarrollo de la Sala de Ensayos donde va montado el motor y la Sala de Control de Pruebas.

En el Capítulo VII de las fases y etapas del proyecto se encuentra el Diagrama de Gant, de las actividades por fases y etapas del total del proyecto, correspondiente a 06

meses y medio de ejecución, los mismos que deberán cumplirse en el plazo señalado de 211 días, pudiéndose agregar 30 días por imprevistos en el peor de los casos.

CAPÍTULO VIII:
PROYECTOS DE INTERÉS
DESARROLLADOS EN EL MUNDO

CAPITULO VIII: PROYECTOS DE INTERÉS DESARROLLADOS EN EL MUNDO

1.- INTRODUCCION

En este capítulo se hace un rápido vistazo a diversos Bancos de prueba o Test Stand, que se ha desarrollado en varias partes del mundo con características y aplicaciones particulares, siendo este tipo de bancos muy difíciles de encontrar, debido a que este tipo de tecnología no es fácil de ubicar, porque estos bancos se desarrollan generalmente para países que fabrican motores para cohetes y misiles, así como tratan de originar la dependencia tecnológica de los países productores en contraposición con los países que adquieren los cohetes y misiles de ellos, debido a que cada vez que el motor cohete vence en su Tiempo Límite de Vida (TLV), los países desarrollados les ofrecen al Estado usuario reemplazarlo por otro a precios sumamente altos; asimismo es pertinente precisar, que la investigación ha teniendo en consideración los precios referenciales, que varían en función de la Fuerza de Empuje que puede soportar cada banco; los mismos que han sido obtenidos de publicaciones extranjeras como el Janes, Revistas especializadas en temas de Defensa y a través de la Web por Internet.

Se puede ver que los presupuestos involucrados en los Bancos de pruebas, generalmente son altos; de manera que si queremos involucrarnos en estas tecnologías y evitar la dependencia extranjera, es necesario que nuestro Banco de

medición de parámetros gaseodinámicos sea lo más autónomo posible, es decir dotado de mayor capacidad técnica operativa de acuerdo a nuestra realidad y a la menor dependencia tecnológica extranjera y de otras instituciones del Estado.

2.- ALGUNOS BANCOS DE PRUEBAS DE MOTORES COHETES EXISTENTES Y EXPERIMENTALES.

a.- BANCO DE PRUEBAS DE LA FUERZA AEREA DE LOS ESTADOS UNIDOS



1) Lugar

Base Edward de las Fuerzas Aérea USA. California.



TEST STAND EN LA BASE EDWARD

2) Descripción

Este banco de pruebas de cohetes se utilizó hace más de 30 años, para la prueba del motor espacial para la Luna, misión Apolo F-1.

El banco de prueba 2-A es el único del Departamento de Defensa de los Estados Unidos, que es capaz de realizar las pruebas de cohetes con empujes hasta **750, 000 Lb-F o 340,194 Kg-F**.

Su uso primario fue utilizado para la prueba del desarrollo de los componentes avanzados de la turbina y de la combustión del motor espacial, pero también puede ser utilizado para los sistemas de propulsión de alta presión y de índice corriente.

El banco localizado en el laboratorio de investigación y desarrollo de la Base Edwards de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, es parte de los casi \$3 millones de dólares del valor de las instalaciones, que han proveído a la nación americana, de capacidades de investigación, desarrollo y prueba para la propulsión de cohetes por más de 50 años, siendo probados cada satélite, misil o vehículo americano antes de su lanzamiento.

Diseñado originalmente y construido en los comienzos de los años 1960, el banco de prueba se ha modernizado a los estándares actuales con una inyección de \$18.5 millones de dólares.

Estos costos de la modernización son pequeños, comparados al nuevo banco a estrenar, el cual se ejecutará en un plazo de ejecución de 05 años y cuyos costos estimados ascienden a \$500 millones de dólares americanos.

3) Costos estimados

Modernización: \$18.5 millones de dólares americanos.

Nuevo banco: \$500 millones de dólares americanos.

b.- BANCO DE PRUEBAS DE LA ADMINISTRACION NACIONAL DE LA AERONAUTICA Y DEL ESPACIO (NASA) EN COORDINACION CON LA ALIANZA NACIONAL DE COHETES DE PROPULSION DE LOS ESTADOS UNIDOS.

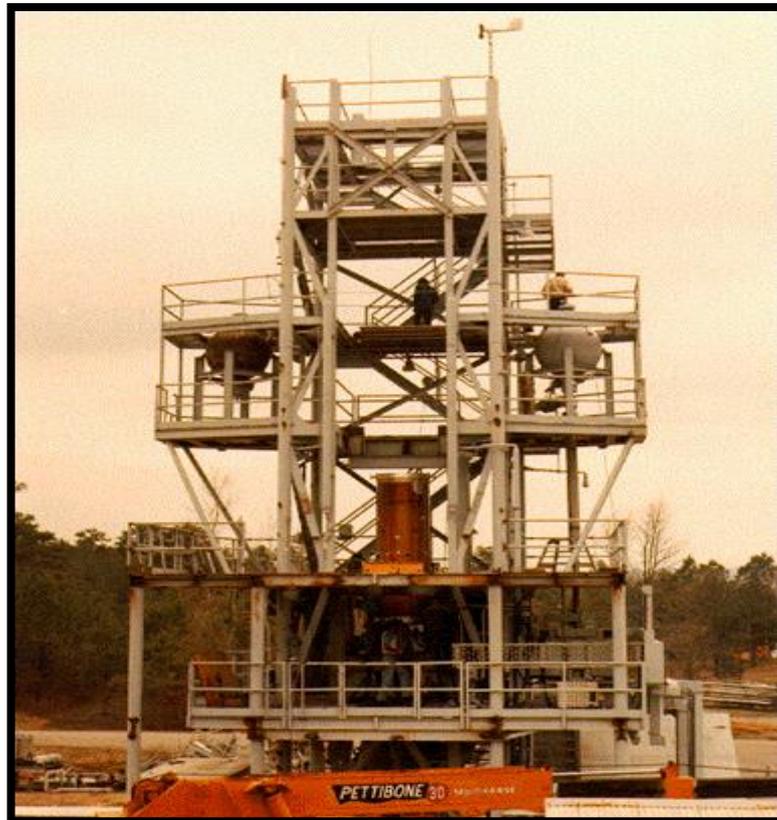


1) Lugar

Cabo Cañaveral en Florida

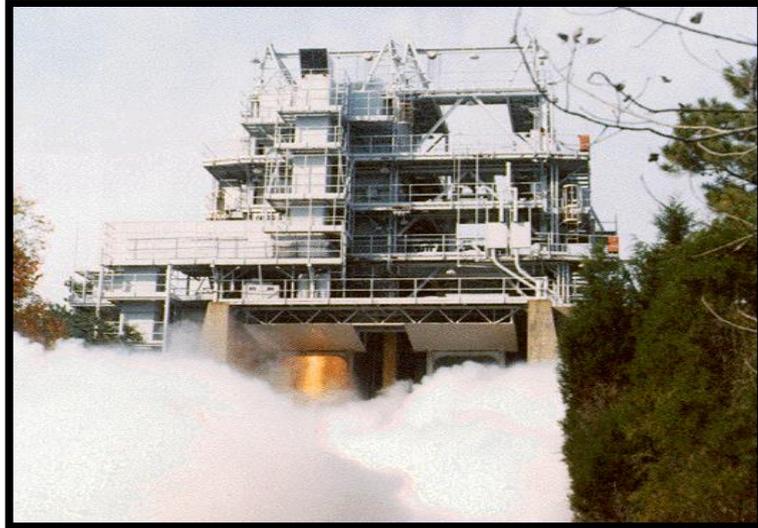
2) Descripción

Tiene 05 bancos de prueba



TEST STAND A

El banco de prueba A es un medidor de prueba fría de flujo del gas. Actualmente, tiene una capacidad de almacenamiento para gas comprimido (nitrógeno o aire) de 1875 pies cúbicos en 3500 PSI.



TEST STAND B

El banco de prueba B es un medidor más compresivo para las pruebas estáticas. El sistema se puede adaptar a la prueba estática sólida, líquido, gel, o a los sistemas híbridos del cohete, con una orientación vertical.

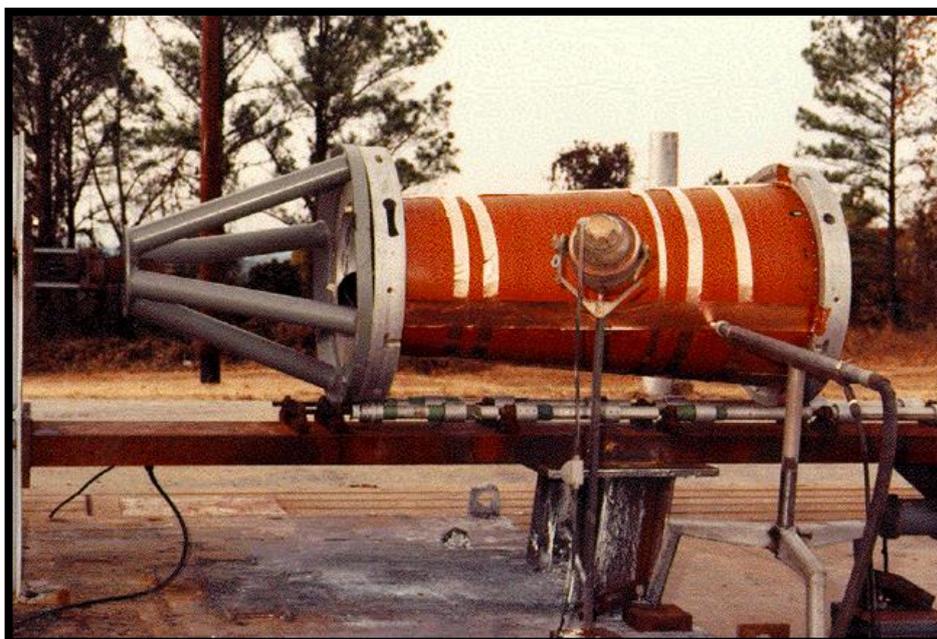


TEST STAND C

El banco de prueba C se utiliza para motores grandes estáticos de propulsores sólidos en posición horizontal.

El banco de prueba consiste en tres posiciones de la prueba.

- C1 es una posición horizontal de prueba del nivel del suelo que puede soportar **10'000,000 Lb-F o 4'535,924 Kg-F de empuje.**
- El C2 es una posición horizontal elevada de prueba que puede soportar **2'000,000 Lb-F o 907,184.7 Kg-F de empuje.**
- C3 es otra posición horizontal de prueba del nivel del suelo que puede soportar **10'000,000 Lb-F o 4'535,924 Kg-F de empuje.**



TEST STAND D

El banco de prueba D es un medidor de la disección del motor, teniendo dos bahías de disección. Uno utiliza la voladura de arena para cortar a través cajas el motor del cohete y entonces un alambre se tira a través del propulsor para separarlo. La otra bahía contiene un accesorio para el corte adicional de la caja del motor en las pequeñas secciones para la prueba de la característica mecánica.

3) Costos estimados

Test Stand A: \$1,500 millones de dólares americanos.

Test Stand B: \$1,700 millones de dólares americanos.

Test Stand C: \$ 1,000 millones de dólares americanos.

Test Stand D: \$100 millones de dólares americanos.

c.- BANCO DE PRUEBAS DEL CENTRO DE DIVISION DE ARMAS DE LA AVIACION NAVAL DE LA MARINA DE GUERRA DE LOS ESTADOS UNIDOS

1) Lugar

China Lake

Weapons Systems

USA



TEST STAND EN CHINA LAKE

2) Descripción

El banco de pruebas de motores ha sido elaborado por la Marina de Guerra de los Estados Unidos.

Usado para pruebas estáticas de motores de propelente solido, desde pequeños motores hasta motores generadores de gas con 680 toneladas métricas o **1'500,000 Lb-F o 680,388 Kg-F de empuje.**

3) Costos estimados

\$ 700,000 millones de dólares americanos.

d.- BANCO DE PRUEBAS DEL LABORATORIO DE PROPULSION DE SUIZA



1) Lugar

Swiss Propulsion Laboratory
Weststr. 69 CH-4900 Langenthal
SWITZERLAND

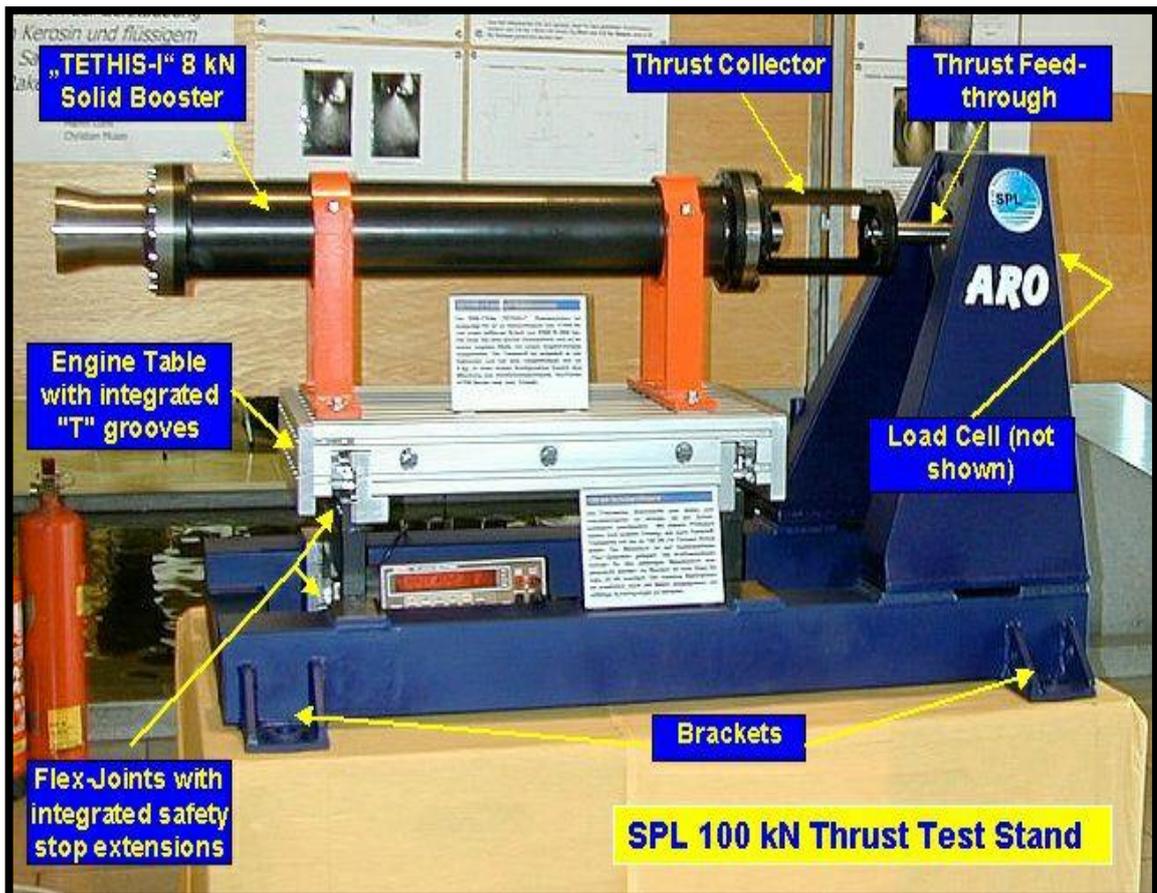
2) Descripción

El banco de pruebas de motores ha sido elaborado por la Swiss Astronautics Association.

Es un banco de pruebas para propelentes líquidos y sólidos con una capacidad de medición hasta **100 KN o 10,197 Kg-F**

La tabla de medición está montada en 08 ejes libres, la tabla está hecha de aluminio y está integrada por una ranura en forma de t de fácil montura, para diferentes tipos de cohetes, válvulas y otros equipos.

La celda de carga puede se intercambiada por otra, en el momento tiene una de **25 KN o 2,549 Kg-F**



3) Costos estimados

150, 000 Euros o 110,714 dólares americanos.

e.- BANCO DE PRUEBAS DE LA COMISION NACIONAL DE INVESTIGACION Y DESARROLLO AEROESPACIAL DEL PERU



1) Lugar

Lima Perú

Km 60 al sur de Lima

2) Descripción



TEST STAND EN PUCUSANA

El banco de pruebas de motores ha sido elaborado por la Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial del Perú, actualmente la Agencia Espacial de Perú.

Es un banco de pruebas para propelentes sólidos con una capacidad de medición hasta **49.03 KN o 5,000 Kg-F**

Es un banco que sirve para probar prototipos de motores cohetes desarrollados por esta entidad y dispone de sensores de empuje, presión y temperatura.

Está asentado en una estructura de concreto armado, que puede soportar pequeños cohetes hasta de 02 metros de largo y bajas presiones y empujes.

El sistema de adquisición de datos se encuentra un poco obsoleto, debido la digitalización de la señal y a la miniaturización de los componentes, y requiere de una mejora para ponerlo acorde con las nuevas tecnologías



3) Costos

estimados

Sistema de adquisición de datos es igual a 33,500 dólares americanos.

Banco de ensayos estáticos es igual a 14,000 dólares americanos.

Puesto de Comando es igual a 9,000 dólares americanos.

Costo Total.

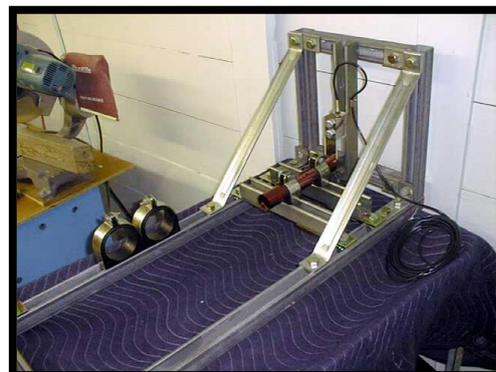
56,500 dólares americanos.

f.- BANCO DE ENSAYOS DE MOTORES COHETES (EXPERIMENTALES)

1) Lugar

Universidad Haveriana
Bogotá Colombia

2) Descripción



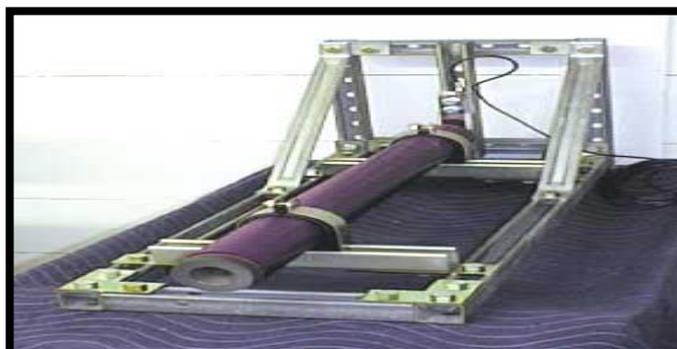
Un Banco de Ensayo de Motores Cohete (BEMCO) o Test Stands en idioma inglés, es un elemento donde se colocan los motores cohete para su ensayo y caracterización. Es un elemento esencial para el desarrollo de un motor cohete. Si se pone un motor sin probar en un cohete se corre el riesgo que no tenga la potencia suficiente para tener un vuelo estable o puede llegar a explotar durante el vuelo.

Obviamente es mejor que explote o falle en un banco de prueba y no en un cohete montado en una rampa de lanzamiento, es un concepto de SEGURIDAD."

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.

El sistema consta principalmente de:

- Estructura para sostener el Motor y los elementos de medición (Tubos de hierro cromado)
- Un cilindro hidráulico
- Manómetro análogo hasta 100 PSI de presión
- **Empuje hasta 1200 Lb-F o 544 Kg-F.**
- Manguera de Polietileno para conectar el manómetro y el cilindro



3) Costos estimados

35,000 dólares.

g.- BANCO DE ENSAYOS DE MOTORES COHETES (EXPERIMENTALES)

1) Lugar

Danish Space Challenge.

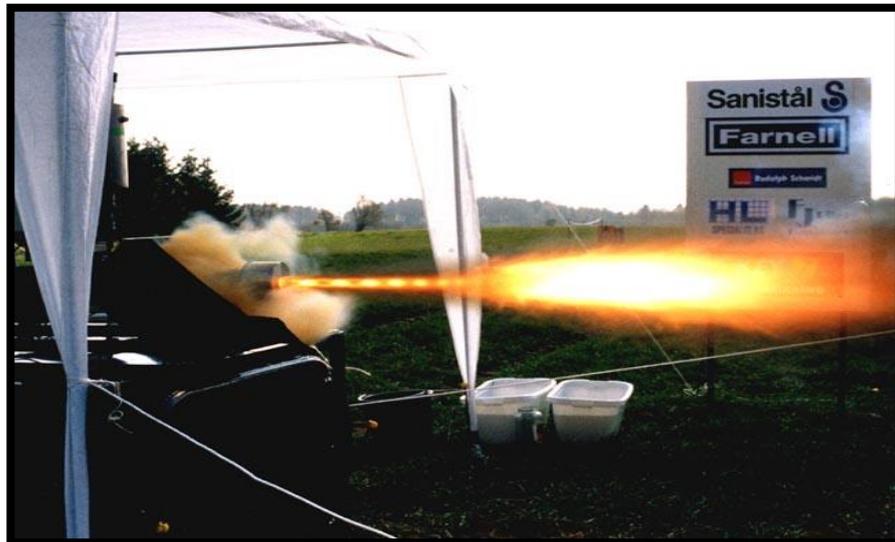
Copenague

Dinamarca



2) Descripción

Es un banco fabricado por la Agencia Espacial Danesa y es un banco para propelentes líquidos y sólidos, soportando hasta **14 KN o 1,430 Kg-F.**



3) Costos estimados

30,000 dólares.

COMPARACION DE ALGUNOS BANCOS DE PRUEBAS DEL MUNDO Y DEL BANCO SEMAG PROPUESTO

UNIDAD	BANCO DE MEDICION	LUGAR/PAIS	EMPUJE	COSTO US DOLARES AMERICANOS
1	Banco de Pruebas de la USAF	Base Edward/USA	340,194 Kg-F	500'000,000
2	Banco de Pruebas de la NASA	Cabo Cañaveral/USA	4'535,924 Kg-F	1,000'000,000
3	Banco de Pruebas de la NAVY	China Lake/USA	680,388 Kg-F	700'000,000
4	Banco de Pruebas de la Swiss Propulsion	Langenthal/Suiza	10,197 Kg-F	110,714
5	Banco de Pruebas de la CONIDA	Lima/Peru	5,000 Kg-F	56,500
6	Banco de Pruebas Experimental	Bogota/Colombia	544 Kg-F	35,000
7	Banco de Pruebas Experimental	Copenague/Dinamarca	1,430 Kg-F	30,000
8	Banco de Pruebas Propuesto SEMAG	Lima/Peru	30,000 Kg-F	47,937

Fuente: Propia

CAPÍTULO IX:
PRESUPUESTOS

CAPITULO IX: PRESUPUESTOS DEL PROYECTO

1.- INTRODUCCIÓN

En los estudios técnicos realizados para realizar el Estudio de factibilidad para la fabricación de un Banco medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, Temperatura y Empuje) para Cohetes y Misiles de la FAP, se ha recurrido a expertos de la Comisión de Investigación y Desarrollo Aeroespacial CONIDA, quienes poseen en el país el único Banco de medición de propelentes sólidos, y en base a los estudios realizados para elaborar su Banco, la experiencia y a través de cuantificación de los costos que causaron dichos trabajos; así como al análisis de costos fijos y variables de los piezas que lo compusieron, para su posible fabricación; se ha realizado el presente estudio de costos, el mismo que de acuerdo a las coordinaciones que se vienen efectuando de manera directa, con el Personal Profesional de Ingenieros de la Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial – CONIDA y la meta Cohetería, se ha llegado a establecer, de manera detallada y debidamente actualizada, la siguiente relación pormenorizada de los componentes que integran el Banco medición de parámetros gaseodinámicos (Presión, Temperatura y Empuje) para Cohetes y Misiles de la FAP, el cual se componen de los siguientes partes y nos permite iniciar el estudio económico.

2.- PROCEDIMIENTO PARA EFECTUAR LOS CÁLCULOS ECONÓMICOS

a.- SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS.

- | | |
|---------------------|---|
| 1) ELEMENTO: | CHASIS Y MODULO |
| ITEM | COMPONENTE |
| 1.- | NI 9215 con BNC. |
| 2.- | NI 9481. |
| 3.- | NI 9935 15pin D-Sub kit de conexión. |
| 4.- | NI 9936 bloque de terminales (cant 10). |
| 5.- | NI 9211. |
| 6.- | NI 9411 |
| 2) ELEMENTO: | ACCESORIOS |
| ITEM | COMPONENTE |
| 7.- | NI 9901 - Juego para Montaje en Escritorio. |
| 8.- | NI 9977 llenador de slots vacíos para serie C. |
| 9.- | Cable CALIBRE 10 AWG. |
| 3) ELEMENTO: | COMPUTADORA DE CONTROL |
| ITEM | COMPONENTE |
| 10.- | Desarrollo del Software de adquisición y control. |
| 11.- | Maletín de transporte robusto. |
| 12.- | Computadora ThinkPad T500 |
| 4) ELEMENTO: | ELEMENTO DE DISPARO |
| ITEM | COMPONENTE |
| 13.- | Elemento de disparo. |

5) ELEMENTO:	ELEMENTO DE DISTRIBUCION
ITEM	COMPONENTE
14.-	Elemento de distribución DC.
6)- ELEMENTO:	TERMOCUPLA.
ITEM	COMPONENTE
15.-	Termocupla tipo J con 5m de cable.
7) ELEMENTO:	CELDA DE CARGA.
ITEM	COMPONENTE,
16.-	Celda de carga LC401 OMEGA.
8) ELEMENTO:	CELDA DE PRESION.
ITEM	COMPONENTE,
17.-	Transductor de presión mod. PX1004L1-5KAV OMEGA.

El cálculo de los egresos por componentes expresados en Dólares Americanos, para todos sus efectos, es al tipo de cambio **de \$ 3.20 Nuevos soles por US \$ 1.00 dólar americano**, y ha sido efectuado para los diecisiete (17) componentes que, de manera definitiva integran **el Sistema de Adquisición de Datos**, más el presupuesto adicional para el Ingeniero Electrónico a cargo de la **Sub. Jefatura de Adquisición de Datos**, el que será responsable del control de calidad de los productos recibidos, verificará y controlará la ejecución del trabajo y realizará el control de calidad al final de la obra.

Este cálculo se ha establecido de acuerdo con la **valorización del material o el artículo** (definidos también como la materia prima o el insumo) empleado en su fabricación, el material o artículo está expresado, de manera conveniente, en su unidad de medida más representativa. También se establece la cantidad de dichas unidades de medida y el precio que corresponde a las mismas, para obtenerse el valor del material.

En la mayoría de los casos en que se considera el valor de un Componente "A Todo Costo", como su unidad de medida hemos considerado "Unid" y en Cantidad de Unidades 1.00; que, multiplicada por su Precio nos arroja una magnitud igual para el Valor del Material.

COSTO DEL SISTEMA DE ADQUISICION DE DATOS (DAQ)							
No	MODELO	CARACTERISTICAS	DESCRIPCION	CANTIDAD	PRECIO USD	PRECIO Soles	
1	NI 9215 con BNC	Chasis y Modulo	NI 9215 con BNC 4-Ch+-10V, 100 kS/s/Ch, 16-b, SS Diff. AI	2	1297.0	4150.4	
2	NI 9481	Chasis y Modulo	NI 9481 4-Ch 30 V, 60 V, 250 VAC EM Form A SPST Relay	1	194.0	620.8	
3	NI 9935 15pin D-Sub kit de conexión	Chasis y Modulo	NI 9935 15pin D-Sub Kit de conexión	1	90.0	288.0	
4	NI 9936 bloque de terminales (cant. 10)	Chasis y Modulo	NI 9936 10-pos bloque de terminales a tronillo (cant. 10)	2	127.0	406.4	
5	NI 9211	Chasis y Modulo	NI 9211 4-Ch ± 80 mV, 14 S/s, 24-Bit TC y Diff AI	1	427.0	1366.4	
6	NI 9411	Chasis y Modulo	NI 9411 6-Ch ± 5 -24 V, 1 MHz, Diff./SE DI Modulo	1	258.0	825.6	
7	NI 9901 - Juego para Montaje en Escritorio	Accesorio	NI 9901 Kit de montaje para escritorio	1	64.0	204.8	
8	NI 9977 llenador de slots vacíos para serie C	Accesorio	NI 9977 llenador de slots vacíos para serie C	3	113.0	361.6	
9	Cable CALIBRE 10 AWG	Accesorio	Cable de disparo (metros)	400	1000.0	3200.0	
10	Desarrollo del Software de adquisición y control	Computadora control	Software hecho en LabVIEW PARA WINDOWS	1	4000.0	12800.0	
11	Maletín de transporte robusto	Computadora control	Maletín de transporte	1	206.0	659.2	
12	Computadora ThinkPad T500	Computadora control	Computadora de control y adquisición	1	3000.0	9600.0	
13	Elemento de disparo	Elemento de disparo	Para el disparo de la prueba estática	1	700.0	2240.0	
14	Elemento de distribución DC	Elemento de distribución	Alimentador DC de equipos	1	800.0	2560.0	
15	Termocupla tipo J con 5m de cable	Temperatura a chasis	Para medición de temperatura	3	450.0	1440.0	
16	Celda de carga LC401 OMEGA	Empuje a chasis	Para medición de empuje de 30,000 Kg-f	1	1200.0	3840.0	
17	Transductor de presión mod. PX1004L1-5KAV OMEGA	Presion a chasis	Para medición de presión de 3968 PSI	3	5700.0	18240.0	
18	Supervision y Control	Supervision y Control	Ingeniero a cargo de Jefatura de Adquisicion de Datos	1	3125.0	10000.0	
					TOTAL	22751.0	72803.2

Fuente: Propia.

Luego, el Cuadro nos arroja, de manera resumida y precisa, con una distribución porcentual aclaratoria, los Egresos por los (17) principales elementos que conforman el **Sistema de Adquisición de Datos**; es decir, **US \$ 22,751.0** dólares americanos sin considerarse el Impuesto General a las Ventas en ninguna de sus cifras.

Se debe precisar un aspecto que reviste mucha importancia, **este cálculo se ha efectuado en base a la información proporcionada por especialistas de CONIDA** (Personal de Ingenieros y Administrativos), que han analizado todos y cada uno de los diferentes aspectos económicos correspondientes a los diecisiete (17) componentes que integran el **Sistema de Adquisición de Datos**.

Se ha partido de la información correspondiente al Banco que posee actualmente CONIDA, por lo cual, todas estas magnitudes económicas calculadas, se han obtenido al nivel de Ingeniería de detalle del Banco de CONIDA, pero mejorado para las necesidades de la Fuerza Aérea del Perú.

Las partes principales líneas de trabajo se encuentran comprendidas en:

- 1) Línea Principal: Está referida a una (1) aérea.
 - Chasis con módulos de Adquisición de Datos (DAQ).

- 2) Línea Secundaria. Está referida a dos (2) aéreas.
 - Elemento de disparo
 - Elemento de distribución de DC.

- 3) Línea Final: Está referida a una (1) aérea.
 - Computadora de control

En conclusión, el Costo Unitario Total del Sistema de Adquisición de Datos está representado por la suma del costo de los componentes y del pago al Ingeniero Electrónico, sumado al Impuesto General a las Ventas de 19%, es decir **US \$ 4,322.7** dólares americanos, por lo que el costo total asciende a **US \$ 27,073.7** dólares americanos.

US \$ 22,751.0 + 4,322.7 =
US \$ 27,073.7 dólares americanos

COSTO DEL SISTEMA DE ADQUISICION DE DATOS (DAQ)						
No	MODELO	CARACTERISTICAS	DESCRIPCION	CANTIDAD	PRECIO USD	PRECIO Soles
1	NI 9215 con BNC	Chasis y Modulo	NI 9215 con BNC 4-Ch+10V, 100 kS/s/Ch, 16-b, SS Diff. AI	2	1297.0	4150.4
2	NI 9481	Chasis y Modulo	NI 9481 4-Ch 30 V, 60 V, 250 VAC EM Form A SPST Relay	1	194.0	620.8
3	NI 9935 15pin D-Sub kit de conexión	Chasis y Modulo	NI 9935 15pin D-Sub Kit de conexión	1	90.0	288.0
4	NI 9936 bloque de terminales (cant. 10)	Chasis y Modulo	NI 9936 10-pos bloque de terminales a tronillo (cant. 10)	2	127.0	406.4
5	NI 9211	Chasis y Modulo	NI 9211 4-Ch ±80 mV, 14 S/s, 24-Bit TC y Diff AI	1	427.0	1366.4
6	NI 9411	Chasis y Modulo	NI 9411 6-Ch ±5-24 V, 1 MHz, Diff./SE DI Modulo	1	258.0	825.6
7	NI 9901 - Juego para Montaje en Escritorio	Accesorio	NI 9901 Kit de montaje para escritorio	1	64.0	204.8
8	NI 9977 llenador de slots vacíos para serie C	Accesorio	NI 9977 llenador de slots vacíos para serie C	3	113.0	361.6
9	Cable CALIBRE 10 AWG	Accesorio	Cable de disparo (metros)	400	1000.0	3200.0
10	Desarrollo del Software de adquisición y control	Computadora control	Software hecho en LabVIEW PARA WINDOWS	1	4000.0	12800.0
11	Maletín de transporte robusto	Computadora control	Maletín de transporte	1	206.0	659.2
12	Computadora ThinkPad T500	Computadora control	Computadora de control y adquisición	1	3000.0	9600.0
13	Elemento de disparo	Elemento de disparo	Para el disparo de la prueba estática	1	700.0	2240.0
14	Elemento de distribución DC	Elemento de distribución	Alimentador DC de equipos	1	800.0	2560.0
15	Termocupla tipo J con 5m de cable	Temperatura a chasis	Para medición de temperatura	3	450.0	1440.0
16	Celda de carga LC401 OMEGA	Empuje a chasis	Para medición de empuje de 30,000 Kg-f	1	1200.0	3840.0
17	Transductor de presión mod. PX1004L1-5KAV OMEGA	Presion a chasis	Para medición de presión de 3968 PSI	3	5700.0	18240.0
18	Supervision y Control	Supervision y Control	Ingeniero a cargo de Jefatura de Adquisicion de Datos	1	3125.0	10000.0
				SUB TOTAL	22751.0	72803.2
				IGV	4322.7	13832.6
				TOTAL	27073.7	86635.8

Fuente: Propia.

b.- CONSTRUCCIÓN DE SALA DE ENSAYOS ESTATICOS

1) Presupuestos de la Construcción de la Sala de Ensayos.

COSTO DE LA CONSTRUCCION DE LA SALA DE ENSAYOS ESTATICOS PARA MOTORES COHETE						
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	METRADO	PRECIO UNITARIO Soles	PRECIO TOTAL Soles	PRECIO TOTAL USD
1	Excavación de zanjas	m3	12,41	50,78	630,2	196,9
2	Concreto Armado fc' = 210Kg/cm2	m3	9,14	462,82	4430,17	1384,4
3	Concreto Armado fc' = 300 Kg/cm2	m3	6,8	768,57	5226,28	1633,2
4	Techado Aligerado	m2	13,12	300	3937,5	1230,5
5	Losa de concreto	m2	20	25	500	156,3
6	Paredes auxiliares	m2	35	45	1575	492,2
7	Regleta de regulación	Pzs.	2	750	1500	468,8
8	Placas de sujeción de Celdas	Pzs.	2	350	700	218,8
9	Techo con calamina	m2	19,3	108,5	2094	654,4
10	Puertas metálicas	Pzs.	3	500	1500	468,8
11	Instalacion electrica	varios			2500	781,3
12	Pintura	m2	164,22	5,4	886,8	277,1
13	Estructura metalica para sujecion de motores	Pzs.	1	5000	5000	1562,5
14	Supervision y control	1			6000	1875,0
				TOTAL	36480,0	11400,0

Fuente: Propia

2) Precios de Materiales

PRECIO DE MATERIALES				
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	PROCEDENCIA	PRECIO UNITARIO Soles
1	Cemento	Bolsa	Lima	17
2	Arena gruesa	m3	Lima	38
3	Arena fina	m3	Lima	45
4	Piedra chancada	m3	Lima	50
5	Alambre N° 16	Kg.	Lima	3.2
6	Clavos 3" y 4"	Kg.	Lima	2.2
7	Fierro Corrugado Ø3/8"	varilla	Lima	14.5
8	Fierro Corrugado Ø1/2"	varilla	Lima	26
9	Ladrillo pandereta	millar	Lima	530
10	Ladrillo Techo	millar	Lima	4900
11	Agua	m3	Lima	8

Fuente: Mercado

3) Metrados

a) ZANJA PARA CIMENTACION (H: 0.55m.)

(1) BANCO DE PRUEBAS

(0.90 X 4.00) =

3.60 metros 2

(2) SALA DE DAQ.

$$(0.60 \times 8.075) + (0.60 \times 8.075) + (0.80 \times 2.65) + (0.60 \times 2.65) =$$

$$13.40 \text{ metros } 2$$

(3) PAREDES AUXILIARES

$$(0.60 \times 8.075) + (0.60 \times 0.60) + (0.60 \times 0.60) =$$

$$5.565 \text{ metros } 2$$

AREA TOTAL: 22.57 m²

VOLUMEN TOTAL: 12.41 m³

b). ENCOFRADOS

(1) BANCO DE PRUEBAS

$$((0.90 + 4.00 + 4.00) \times 0.60) + (0.60 + 4.00 + 4.00) \times 0.60 =$$

$$10.50 \text{ metros } 2$$

(2) SALA DE DAQ.

$$2 (2(0.60 \times 4.00) + (0.60 \times 0.60) + 2.80 (2.85 \times 2.65)) + 2$$

$$(2(0.80 \times 2.65)) =$$

$$11.85 \text{ metros } 2$$

(3) PAREDES AUXILIARES

$$2 (0.60 \times 8.075) + 2(0.60 \times 0.60) + 2(0.60 \times 0.60) +$$

$$2(0.60 \times 0.60) = 49.32 \text{ metros } 2$$

AREA TOTAL: 71.67 m²

c) CONCRETO

I. **CONCRETO $f_c' = 300 \text{ Kg/cm}^2$**

(1) BANCO DE PRUEBAS

$$(0.90 \times 4.00 \times 0.55) + 0.60 \times 4.00 \times 0.65 =$$

$$3.54 \text{ metros } 2$$

(2) SALA DE DAQ.

$$2 (0.25 \times 2.675 \times 2.25) + (0.80 \times 2.65 \times 0.55) + (0.50 \times 2.65 \times 2.25) + (0.25 \times 0.25 \times 2.65) = 8.85 \text{ metros } 2$$

(3) PAREDES AUXILIARES

0 metros 2

AREA TOTAL: 12.39 m²**VOLUMEN TOTAL: 6.81 m³****II. CONCRETO $f_c' = 210 \text{ Kg/cm}^2$**

(1) BANCO DE PRUEBAS

0 metros 2

(2) SALA DE DAQ.

0 metros 2

(3) PAREDES AUXILIARES

$$0.60 \times 8.075 \times 0.55 + 0.15 \times 8.075 \times 0.30 + 0.60 \times 0.60 \times 0.55 + 0.15 \times 0.205 \times 0.30 + 0.60 \times 0.60 \times 0.55 + 0.15 \times 0.825 \times 0.30 = 16.62 \text{ metros } 2$$

AREA TOTAL: 16.62 m²**VOLUMEN TOTAL: 9.14 m³****d) METRADOS DE ACERO**

(1) BANCO DE PRUEBAS

(a) $34 \times 1.30 + 17 \times 1.10 = 137.70\text{m. de Fe. } \varnothing 1/2''$

(b) $85 \times 0.50 + 15 \times 4.00 = 102.50\text{m. de Fe. } \varnothing 3/8''$

(2) SALA DE DAQ.

(a) $22 \times 3.40 = 74.80\text{m. de Fe. } \varnothing 1/2''$

$$(b) 9 \times 3.10 + 11 \times 2.50 + 9 \times 3.10 + 11 \times 2.50 + 30 \times 3.20 + 11 \times 3.40 + 15 \times 3.10 = 290.70\text{m. de Fe. } \varnothing 3/8''.$$

(3) PAREDES AUXILIARES.

0 metros 2

TOTAL:137.70m. de Fe. $\varnothing 1/2''$: 15.30 Varillas =**20 varillas de Fe. $\varnothing 1/2''$.**393.20m. de Fe. $\varnothing 3/8''$: 43.68 Varillas =**50 varillas de Fe. $\varnothing 3/8''$**

4) Determinación de precios unitarios.

a) EXCAVACIÓN DE ZANJAS (m3)Perforación: $15.78 \times 12.40 = 195.90$ Eliminación de materiales = $35.00 \times 12.41 = 434.38$

Sub-Total = 620.27

PU = 50.78/m3**b) CONCRETO DE CEMENTO PORTLAD****fc'300 Kg/cm2**Encofrado: $71.67 \times 32.50 = 2,329.28$ Concreto: $208.00 \times 9.14 = 1,901.31$

Armadura: 0

Sub-Total = 4230.58

PU = 462.82/m3**c) CONCRETO DE CEMENTO PORTLAD****fc'210 Kg/cm2**

Encofrado: 0

Concreto: $220.30 \times 6.81 = 1,500.75$ Armadura: $3(14.50 \times 50 + 26 \times 20) = 3,735.00$

Sub-Total = 5,235.75

$$\text{PU} = 768.57/\text{m}^3$$

d) ADICIONALES

Piezas

Sub-Total = 5,000

Para sujetar el motor cohete en el Banco de Prueba, se debe tener una estructura metálica diseñada **especialmente para cada tamaño de motor a ensayar**; se estima una estructura para sujetar un motor-cohete de 4.00 m. de longitud y 0.45m. de diámetro.

5) Metodología de los Presupuestos de la Construcción de la Sala de Ensayos.

El cálculo de los egresos por componentes expresado en Dólares Americanos, para todos sus efectos, al tipo de cambio **de \$. 3.20 nuevos soles por US \$ 1.00 dólar americano y con un Impuesto General a las Ventas de 19%**, ha sido efectuado para los trece (13) componentes que, de manera definitiva integran la **Construcción de la Sala de Ensayos Estáticos para Motores Cohete**, más adicionalmente el presupuesto para el Ingeniero Mecánico - Civil a cargo de la **Sub. Jefatura del Sistema Mecánico-Civil**, que dará el control de calidad a los productos recibidos, verificará y controlará la ejecución del trabajo y realizará el control de calidad al final de la obra.

Este cálculo se ha establecido de acuerdo con la **valorización del material o el artículo** (definidos también como la materia prima o el insumo) empleado en su fabricación, el material o artículo y está expresado de manera conveniente, en su unidad de medida más representativa. También se establece la cantidad de dichas unidades de medida y el precio que corresponde a las mismas, para obtenerse el valor del material.

En la mayoría de los casos en que se considera el valor de un Componente “A Todo Costo”, como su unidad de medida hemos considerado “Unid” y en Cantidad de Unidades 1.00; que, multiplicada por su Precio nos arroja una magnitud igual para el Valor del Material.

COSTO DE LA CONSTRUCCION DE LA SALA DE ENSAYOS ESTATICOS PARA MOTORES COHETE						
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	METRADO	PRECIO UNITARIO Soles	PRECIO TOTAL Soles	PRECIO TOTAL USD
1	Excavación de zanjas	m3	12.41	50.78	630.2	196.9
2	Concreto Armado fc' = 210Kg/cm2	m3	9.14	462.82	4430.17	1384.4
3	Concreto Armado fc' = 300 Kg/cm2	m3	6.8	768.57	5226.28	1633.2
4	Techado Aligerado	m2	13.12	300	3937.5	1230.5
5	Losa de concreto	m2	20	25	500	156.3
6	Paredes auxiliares	m2	35	45	1575	492.2
7	Regleta de regulación	Pzs.	2	750	1500	468.8
8	Placas de sujeción de Celdas	Pzs.	2	350	700	218.8
9	Techo con calamina	m2	19.3	108.5	2094	654.4
10	Puertas metálicas	Pzs.	3	500	1500	468.8
11	Instalacion electrcá	varios			2500	781.3
12	Pintura	m2	164.22	5.4	886.8	277.1
13	Estructura metálica para sujecion de motores	Pzs.	1	5000	5000	1562.5
14	Supervision y control	1			6000	1875.0
				TOTAL	36480.0	11400.0

Fuente: Propia

Luego, el Cuadro nos arroja, de manera resumida y precisa, con una distribución porcentual aclaratoria, los Egresos por los (13) principales elementos que conforman la **Construcción de la Sala de Ensayos Estáticos para Motores Cohete**; es decir, **US \$ 11,400.0** dólares americanos sin considerarse el Impuesto General a las Ventas en ninguna de sus cifras.

Se debe precisar un aspecto que reviste mucha importancia, este cálculo se ha efectuado en base a la información proporcionada por especialistas CONIDA (Personal de Ingenieros Mecánicos y Civiles), que han analizado todos y cada uno de los diferentes aspectos económicos correspondientes a los trece (13) componentes que integran Construcción de la Sala de Ensayos Estáticos para Motores Cohete

Se ha partido de la información correspondiente al Banco que posee CONIDA, por lo cual, todas estas magnitudes económicas calculadas, se han obtenido a nivel de Ingeniería de detalle del Banco de CONIDA, pero mejorado para las necesidades de la Fuerza Aérea del Perú.

Las partes principales de las líneas de trabajo se encuentran comprendidas en:

1) Línea Principal: Está referida a una (1) aérea.

- 01 Sala del Banco de Empuje.

2) Línea Secundaria. Está referida a dos (2) aéreas.

- 01 Sala del Banco de Empuje.
- 01 Sala de Filmación.

En conclusión, el Costo Unitario Total de la Construcción de la Sala de Ensayos Estáticos para Motores Cohete está representado por la suma del costo de los componentes y del pago al Ingeniero Mecánico-Civil , sumado al Impuesto General a las Ventas de 19%, que es **US \$ 2,166 dólares americanos**, totalizando un costo total de **US\$ 13,566.0 dólares americanos**.

$$\text{US \$ 11,400.0} + \text{2,166.0} = \\ \text{US \$ 13,566 dólares americanos}$$

COSTO DE LA CONSTRUCCION DE LA SALA DE ENSAYOS ESTATICOS PARA MOTORES COHETE						
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	METRADO	PRECIO UNITARIO Soles	PRECIO TOTAL Soles	PRECIO TOTAL USD
1	Excavación de zanjas	m3	12.41	50.78	630.2	196.9
2	Concreto Armado fc' = 210Kg/cm2	m3	9.14	462.82	4430.17	1384.4
3	Concreto Armado fc' = 300 Kg/cm2	m3	6.8	768.57	5226.28	1633.2
4	Techado Aligerado	m2	13.12	300	3937.5	1230.5
5	Losa de concreto	m2	20	25	500	156.3
6	Paredes auxiliares	m2	35	45	1575	492.2
7	Regleta de regulación	Pzs.	2	750	1500	468.8
8	Placas de sujeción de Celdas	Pzs.	2	350	700	218.8
9	Techo con calamina	m2	19.3	108.5	2094	654.4
10	Puertas metálicas	Pzs.	3	500	1500	468.8
11	Instalacion electrcia	varios			2500	781.3
12	Pintura	m2	164.22	5.4	886.8	277.1
13	Estructura metalica para sujeccion de motores	Pzs.	1	5000	5000	1562.5
14	Supervision y control	1			6000	1875.0
				TOTAL	36480.0	11400.0
				IGV	6931.2	2166.0
				TOTAL	43411.1	13566.0

Fuente: Propia

c.- CONSTRUCCIÓN DE SALA DE CONTROL DE PRUEBAS.

1) Presupuestos de la Construcción de la Sala de Pruebas.

COSTO DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS						
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	METRADO	PRECIO UNITARIO Soles	PRECIO TOTAL Soles	PRECIO TOTAL USD
1	Excavación de zanjas	m3	6,85	50,78	347,84	108,7
2	Concreto Armado f _c ' = 210Kg/cm ²	m3	6,85	319	2185,15	682,9
3	Paredes	m2	60,24	45	2710,8	847,1
4	Techado Aligerado	m2	24,95	300	8233,5	2573,0
5	Losa de concreto	m2	20	25	500	156,3
6	Puertas metálicas	Pzs.	1	500	500	156,3
7	Instalacion electrcá	varios		530	530	165,6
8	Pintura	m2	114,24	5,4	616,9	192,8
9	Supervision y control	1			4000	1250,0
				TOTAL	19624,2	6132,6

Fuente: Propia

2) Precios de Materiales

PRECIO DE MATERIALES				
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	PROCEDENCIA	PRECIO UNITARIO Soles
1	Cemento	Bolsa	Lima	17
2	Arena gruesa	m3	Lima	38
3	Arena fina	m3	Lima	45
4	Piedra chancada	m3	Lima	50
5	Alambre N° 16	Kg.	Lima	3.2
6	Clavos 3" y 4"	Kg.	Lima	2.2
7	Fierro Corrugado Ø3/8"	varilla	Lima	14.5
8	Fierro Corrugado Ø1/2"	varilla	Lima	26
9	Ladrillo pandereta	millar	Lima	530
10	Ladrillo Techo	millar	Lima	4900
11	Agua	m3	Lima	8

Fuente: Mercado

3) Metrados.

a) ZANJA PARA CIMENTACION (H: 0.60m.)

$$\text{AREA} = 2(5.46 \times 0.60) + 2(3.66 \times 0.60) =$$

11.424 metros 2

AREA TOTAL: 11.42 m2

VOLUMEN TOTAL : 6.85 m3

b) ENCOFRADOS

$$\text{AREA} = 2(5.76 \times 0.60) + 2(4.66 \times 0.60) + 2(4.86 \times 0.60) + 2(3.66 \times 0.60) = 22.85 \text{ metros } 2$$

$$\text{AREA TOTAL:} \quad \quad \quad \mathbf{71.67 \text{ m}^2}$$

c) CONCRETO $f_c' = 210 \text{ Kg/cm}^2$

$$\text{AREA} = 2(5.86 \times 0.60) + 2(3.66 \times 0.60) = 11.42 \text{ metros } 2$$

$$\text{AREA TOTAL:} \quad \quad \quad \mathbf{11.42 \text{ m}^2}$$

$$\text{VOLUMEN TOTAL} \quad : \quad \quad \quad \mathbf{6.85 \text{ m}^3}$$

4) Determinación de precios unitarios

a) EXCAVACIÓN DE ZANJAS (m3)

$$\text{Perforación: } 15.78 \times 12.40 = 195.90$$

$$\text{Eliminación de materiales} = 35.00 \times 12.41 = 434.38$$

$$\text{Sub-Total} = 620.27$$

$$\mathbf{PU = 50.78/m^3}$$

b) CONCRETO DE CEMENTO PORTLAND $f_c' 210 \text{ Kg/cm}^2$

$$\text{Encofrado: } 22.85 \times 32.50 = 742.56$$

$$\text{Concreto: } 208.00 \times 6.69 = 1,391.52$$

$$\text{Sub-Total} = 2,134.08$$

$$\mathbf{PU = 319.00/m^3}$$

5) Metodología de los Presupuestos de la Construcción de la Sala de Ensayos.

El cálculo de los egresos por componentes expresado en Dólares Americanos, para todos sus efectos, al tipo de cambio **de \$. 3.20 nuevos soles por US \$ 1.00 dólar americano y con un Impuesto General a las Ventas de 19%**, ha sido efectuado para los ocho (08) componentes que, de manera definitiva integran la **Construcción de la Sala de Control de Pruebas**, más adicionalmente el presupuesto para el Ingeniero Mecánico - Civil a cargo de la **Sub. Jefatura del Sistema Mecánico-Civil**, y que dará el control de calidad a los productos recibidos, verificará y controlará la ejecución del trabajo y realizará el control de calidad al final de la obra.

Este cálculo se ha establecido de acuerdo con la **valorización del material o el artículo** (definido también como la materia prima o el insumo) empleado en su fabricación, el material o artículo está expresado, de manera conveniente, en su unidad de medida más representativa. También se establece la cantidad de dichas unidades de medida y el precio que corresponde a las mismas, para obtenerse el valor del material.

En la mayoría de los casos en que se considera el valor de un Componente "A Todo Costo", como su unidad de medida hemos considerado "Unid" y en Cantidad de Unidades 1.00; que, multiplicada por su Precio nos arroja una magnitud igual para el Valor del Material.

COSTO DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS

UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	METRADO	PRECIO UNITARIO Soles	PRECIO TOTAL Soles	PRECIO TOTAL USD
1	Excavación de zanjas	m3	6,85	50,78	347,84	108,7
2	Concreto Armado fc'= 210Kg/cm2	m3	6,85	319	2185,15	682,9
3	Paredes	m2	60,24	45	2710,8	847,1
4	Techado Aligerado	m2	24,95	300	8233,5	2573,0
5	Losa de concreto	m2	20	25	500	156,3
6	Puertas metálicas	Pzs.	1	500	500	156,3
7	Instalacion electrcia	varios		530	530	165,6
8	Pintura	m2	114,24	5,4	616,9	192,8
9	Supervision y control	1			4000	1250,0
				TOTAL	19624,2	6132,6

Fuente: Propia

Luego, el Cuadro nos arroja, de manera resumida y precisa, con una distribución porcentual aclaratoria, los Egresos por los (08) principales elementos que conforman la **Construcción de la Sala de Control de Pruebas**; es decir, **US \$ 6,132.6** dólares americanos, sin considerarse el Impuesto General a las Ventas en ninguna de sus cifras.

Se debe precisar un aspecto que reviste mucha importancia, este cálculo se ha efectuado en base a la información proporcionada por especialistas CONIDA (Personal de Ingenieros Mecánicos y Civiles), que han analizado todos y cada uno de los diferentes aspectos

económicos correspondientes a los ocho (08) componentes que integran Construcción de la Sala de Control de Pruebas.

Se ha partido de la información de la Sala de Control del Banco que posee CONIDA, por lo cual, todas estas magnitudes económicas calculadas, se han obtenido al nivel de Ingeniería de detalle, pero mejorado para las necesidades de la Fuerza Aérea del Perú.

La parte principal de la línea de trabajo se encuentra comprendida en:

- 1) Línea Principal: Está referida a una (1) aérea.
 - 01 Sala de Control de Pruebas.

En conclusión, el Costo Unitario Total de la Construcción de la Sala de Control de Pruebas está representado por la suma del costo de los componentes y del pago al Ingeniero Mecánico Civil, sumado al Impuesto General a las Ventas de 19%, que es **US \$ 1,165.2 dólares americanos**, ascendiendo a un costo total de **US \$ 7,297.7 dólares americanos**.

$$\begin{aligned} & \text{US \$ 6,132.6 + 1,165.2 =} \\ & \text{US \$ 7,297.7 dólares americanos} \end{aligned}$$

COSTO DE LA SALA DE CONTROL DE PRUEBAS						
UNIDAD	DESCRIPCION	UNIDAD	METRADO	PRECIO UNITARIO Soles	PRECIO TOTAL Soles	PRECIO TOTAL USD
1	Excavación de zanjas	m3	6.85	50.78	347.84	108.7
2	Concreto Armado fc' = 210Kg/cm2	m3	6.85	319	2185.15	682.9
3	Paredes	m2	60.24	45	2710.8	847.1
4	Techado Aligerado	m2	24.95	300	8233.5	2573.0
5	Losa de concreto	m2	20	25	500	156.3
6	Puertas metálicas	Pzs.	1	500	500	156.3
7	Instalacion electrcra	varios		530	530	165.6
8	Pintura	m2	114.24	5.4	616.9	192.8
9	Supervision y control	1			4000	1250.0
				SUB TOTAL	19624.2	6132.6
				IGV	3728.6	1165.2
				TOTAL	23352.8	7297.7

Fuente: Propia

3.- COSTO TOTAL DEL BANCO DE MEDICION DE PARAMTROS GASEODINAMICOS PARA COHETES Y MISILES FAP.

En conclusión, el Costo Unitario Total de la Construcción e Implementación de un Banco de Medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura), para cohetes y misiles FAP, incluyendo el IGV de 19%, que incluye el Sistema de Adquisición de Datos, la Construcción de la Sala de Ensayos Estáticos y la Construcción de la Sala de Control de Pruebas asciende a la suma total de:

US \$ 27,073.7 + 13,566.0 + 7,297.8 =

US \$ 47,937.4 dólares americanos

COSTO TOTAL DEL BANCO DE MEDICION DE PARAMETROS GASEODINAMICOS PARA COHETES Y MISILES FAP

No	DESCRIPCION	PRECIO TOTAL NUEVOS SOLES	PRECIO TOTAL USD
1	Sistema de Adquisicion de Datos	86635.8	27073.7
2	Construccion de Sala de Ensayos Estaticos	43411.1	13566.0
3	Construccion de Sala de Control de Pruebas	23352.8	7297.8
TOTAL		153399.7	47937.4

Fuente: Propia

4.- POSIBLES FUENTES DE FINANCIAMIENTO PARA DESARROLLAR EL PROYECTO

El proyecto está destinado a desarrollar un **Banco de medición de parámetros gaseodinámicos para cohetes y misiles FAP** y el costo total considerado en este proyecto para la producción del banco de medición de parámetros gaseodinámicos ascienden a **US \$ 47,937.4** dólares americanos, teniendo en consideración que este Banco es para medir motores de cohetes y misiles de la FAP y también podría serlo para los motores de los Cohetes y Misiles de las Fuerzas Armadas; porque tendría la capacidad de medir motores hasta de un Empuje de 30,000 Kg-F, una Presión de 290 Atmosferas y una temperatura 800 grados centígrados.

Pudiendo este Banco medir a todos los motores de los cohetes y misiles de la FAP, incluyendo a los misiles de grandes envergaduras y gran potencia; este banco estaría en capacidad de medir los parámetros gaseodinámicos de los cohetes y misiles de la Marina de Guerra del Perú (Misiles Exocet, Aspide, Konkurts e Igla), así como a los Cohetes y Misiles del Ejercito del Perú como los Cohetes C-5 y los Misiles Igla, Katuska y 5B27 Y.

Las posibles formas de financiamiento podrían ser adecuadas de acuerdo a los intereses institucionales:

- a.- Financiamiento con presupuesto de la Fuerza Aérea del Perú, dentro de su Plan Anual de Adquisiciones y Contrataciones (PAAC FAP-SEMAG), de acuerdo al proceso de selección, para el desarrollo del Sistema de Adquisición de Datos, construcción de una Sala de Ensayos Estáticos y una Sala de Control de Pruebas, (Adjudicación Directa Publica / Servicios, de 106,500 a 213,000 nuevos soles) para un monto de 153, 399.7 nuevos soles o 47,937.4 dólares americanos, en concordancia con la Ley de Contrataciones y Adquisiciones de CONSUCODE.

CUADROS DE NIVELES DE APROBACION 2009					
PROCESOS DE SELECCION		BIENES	SERVICIOS	OBRAS	PLAZOS
LICITACION PUBLICA		>= 369,200		>= 1,207,000	33 DIAS
CONCURSO PUBLICO			>= 213,000		33 DIAS
ADJUDICACION DIRECTA	PUBLICA	<= a 369,200	< de 213,000	< de 1'207,000	25 DIAS
		>= a 184,600	> de 106,500	> a 603,500	
	SELECTIVA	<= de 184,600	<= de 106,500	< = de 603,500	25 DIAS
		>= de 36,920	>= de 21,300	>=de 120,700	
MENOR CUANTIA	OBRAS			< de 120,700	
				> de 10,650	
	BIENES Y SERVICIOS	< de 36,920	< de 21,300		06 DIAS
		> de 10,650	> de 10,650		
CIEM "A"	BIENES Y SERVICIOS	< de 10,650	< de 10,650		Dir FAP 70-2
CIEM "B"					Dir FAP 70-2

Fuente: SACFA

- b.-** Financiamiento con participación de los Tres Institutos de las Fuerzas Armadas, ya que tanto el Ejército Peruano y la Marina de Guerra, tienen a su cargo Cohetes y Misiles de procedencia extranjera, los mismos que están vencidos o próximos a vencer en su tiempo límite de vida por motor propulsor, motivo por el cual, han expresado su interés por tratar de medir sus parámetros gaseodinámicos y conocer sus condiciones reales técnico operativas, para ver si es factible poder otorgarles una extensión técnica.
- c.-** Financiamiento a través del Ministerio de Defensa utilizando la aprobación de Proyectos de Inversión Pública, que es una forma de inversión estatal del Gobierno Peruano e iniciar las coordinaciones necesarias para la aprobación de un proyecto final con su respectiva secuencia del proceso de la Formulación y la Evaluación del mismo.

CONCLUSIONES

CONCLUSIONES GENERALES DEL PROYECTO

PRIMERA CONCLUSIÓN:

Es factible la fabricación nacional de un Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, el cual puede ser efectuado en forma conjunta por la Fuerza Aérea del Perú y personal especializado y con experiencia en la construcción de Salas de Ensayos Estáticos (01 Ingeniero Electrónico-Sistemas y 01 Ingeniero Mecánico-Civil), de la Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial –CONIDA, a un costo total a todo costo de \$ US 47,937.4 dólares americanos; el cual se disgregaría en la adquisición de componentes y desarrollo e implementación del Sistema de Adquisición de Datos (DAQ) con una suma de \$US 27,073.7, la Construcción de la Sala de Ensayos Estáticos con una suma de \$US 13,566.0 y la Construcción de la Sala de Control de Pruebas con una suma de \$US 13,566.0.

SEGUNDA CONCLUSIÓN:

De no ser posible la ejecución de la primera conclusión, y en base a la indagación y estudio realizado, se puede concluir que sería factible la fabricación nacional de un Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles de la FAP, el cual puede ser efectuado por la Fuerza Aérea del Perú, bajo la administración de Personal de Oficiales de la especialidad de Ingeniería de Sistema de Armamento, que cuenten con calificaciones

adicionales de Ingeniería Electrónica y Maestría en Ingeniería Aeronáutica, así como que hayan laborado en la Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial –CONIDA, a un costo total a todo costo de \$ US 47,937.4 dólares americanos.

TERCERA CONCLUSIÓN:

Es factible realizar el Proyecto a cargo del personal de la FAP y la Universidad Alas Peruanas (UAP) que cuenta con la experiencia, competencia, tecnología y calidad educativa para la Implementación de componentes de Hardware y Software en la construcción del Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles, el cual puede ser efectuado por la Fuerza Aérea del Perú, con el apoyo de la Universidad Alas Peruanas, bajo la administración de Personal de Oficiales Ingenieros Electrónicos y de Sistemas de Armas, de acuerdo a las consideraciones expuestas en el presente estudio a costo total de \$ US 47,937.4 dólares americanos

RECOMENDACIONES

RECOMENDACIONES GENERALES DEL PROYECTO

PRIMERA RECOMENDACION:

Que la Fuerza Aérea del Perú, a través del Comando de Material (COMAT), como ente rector del Sistema Logístico FAP y el Servicio de Material de Guerra (SEMAG) ente rector de material de guerra, y en coordinación con la Universidad Alas Peruanas (UAP), realicen la fabricación nacional de un Banco para la medición de parámetros gaseodinámicos (Empuje, Presión y Temperatura) para Cohetes y Misiles, con personal de la Fuerza Aérea del Perú y personal especializado de ingenieros de la Universidad Alas Peruanas, a un costo total a todo costo de \$ US 47,937.4 dólares.

SEGUNDA RECOMENDACION:

El presente trabajo por experiencia profesional, sea difundido al personal estudiantes de Ingeniería Electrónica, Ingeniería de Sistemas e Ingeniería Mecánica, así como a los estudiantes de Arquitectura.

BIBLIOGRAFÍA

BIBLIOGRAFIA

- 1.- FEC: "Manual Técnico del Cohete de Mantenimiento y utilización del Cohete 2.75" FFAR, y motor cohete MK-4 y MK-40, 138 páginas.
- 2.- AVIBRAS: "Manual Técnico del Cohete SBAT-70 R MK-4 y MK-40", 115 páginas.
- 3.- SEMAG: "Manual de Empleo del Armamento", 314 páginas.
- 4.- SEMAG: "Descripción técnica e Instrucciones para el empleo del Cohete Aéreo No Guiado C-5KP", 12 páginas.
- 5.- SEMAG: "Manual del Cohete No guiado C-5 M de 57 mm.", 25 páginas.
- 6.- SEMAG: "Descripción técnica e indicaciones para el empleo del Cohete Reactivo de aviación C-5 KO con espoleta mecánica de percusión B-5 K", 31 páginas.
- 7.- GRUPO No11: "Ayuda Metodológica para el empleo combativo del avión Sukoi SU-22 M/U", 236 páginas.
- 8.- GRUPO No11: "Manual de Empleo Combativo del avión Sukoi SU-25 UB", 423 páginas.
- 9.- JANE'S AIR –
LAUNCHED
WEAPONS "Armamento de Lanzamiento Aéreo"
Ed. Duncan, Lennox y Arthur Rees,
Copyright 2008, 750 páginas.
- 10.- ROSOBORON
EXPORT "Catálogo de Armas Rusas 2007-2008",
Copyright 2008, 1041 páginas
- 11.- ESFAP: "Manual ESFAP de Metodica FAP", Edición. ESFAP, 76 páginas.

- 12.- RAIZBERG, But "Fundamentos de la teoría de los procesos de trabajo en los sistemas coheteriles en base a combustible sólidos. Moscú "Mashinoestroyenie" 1972, 836 páginas.
- 13.- STORKOV, Igor "Procesos no estacionarios de la combustión en los motores cohetes" Moscú, Instituto de Investigación de la Academia de Ciencias de la Unión Soviética. TOMO II 1977, 399 páginas.
- 14.- SIELDOVICH, Y.B. "Sobre la Teoría de la Combustión de las Pólvoras y los Explosivos". RETF Edición No 12, Moscú, 1942, 251 páginas
- 15.- SIELDOVICH, Y.B. "Teoría sobre el encendido del cohete", Academia de Ciencias de la Unión Soviética, Edición No 2, Moscú, 1963.
- 16.- LIBROVICH, V.B. "Sobre la inflamación de las Pólvoras en las sustancias explosivas" RTMTF Edición No 6, Moscú, 1973.
- 17.- ANDREEV, K.K. "Descomposición térmica y combustión de las sustancias explosivas", Moscú 1957.
- 18.- SORKIN, Ivan "Gasotermodinamica de los motores cohete en base a combustible sólido", Moscú 1967.
- 19.- SEMAG: "Manual del Misil Dirigido de Aviación K-27P, Descripción Técnica, Edición II, 1988.
- 20.- SEMAG: "Manual de Instrucción y Explotación del Misil K-73, Parte I, 1988.
- 21.- SEMAG: "Manual de Instrucción y Explotación técnica del Misil Aéreo Autoguiado P-60, Descripción Técnica, 1990.
- 22.- SEMAG: "Manual de Empleo y Explotación técnica del Misil Guiado Aéreo X-25, Descripción Técnica, 1990.

- 23.- SEMAG: "Manual de Empleo y Explotación técnica del Misil Guiado Aéreo X-29L, Descripción Técnica, 1989.
- 24.- SEMAG: "Manual de Empleo y Explotación técnica del Misil Autoguido 9K32 Strella 2M, Descripción Técnica y Operativa, 1980.
- 25.- SEMAG: "Manual de Empleo y Explotación técnica del Complejo Pechora C-125, Descripción Técnica y Operativa, 1980.
- 26.- SEMAG: "Manual de Empleo y Explotación técnica del Misil Autoguido 9K310, Descripción Técnica y Operativa, 1994.
- 27.- SEMAG: "Manual de Empleo y Explotación técnica del Misil Autoguido 9K38, Descripción Técnica y Operativa, 1997.