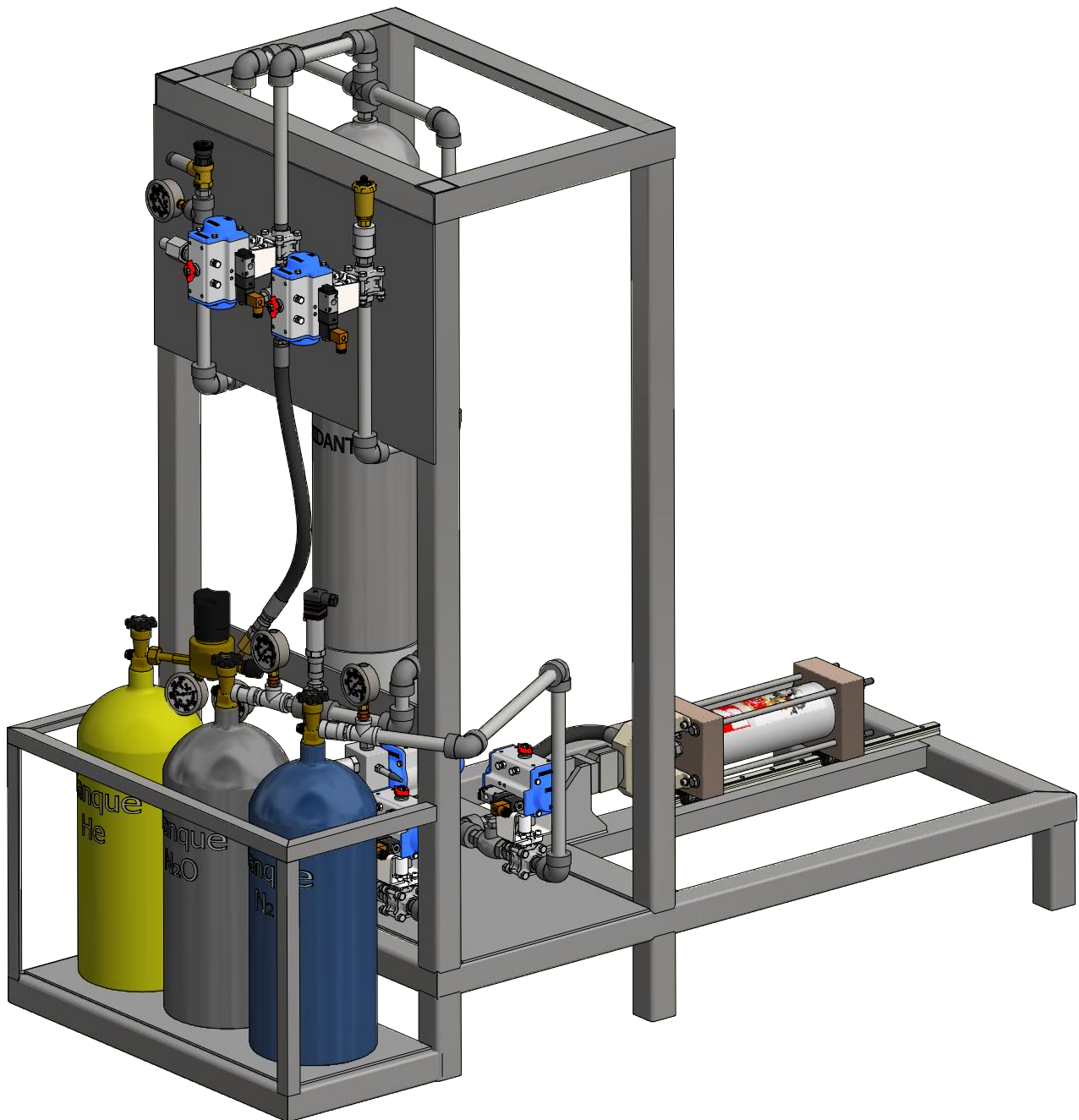


DISEÑO DE UN BANCO DE PRUEBAS PARA UN MOTOR COHETE TIPO HIBRIDO

Autor:
ORLANDO CERÓN PLAZAS



ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA - UNIVALLE
SANTIAGO DE CALI, AGOSTO 2017



DISEÑO DE UN BANCO DE PRUEBAS PARA UN MOTOR
COHETE TIPO HÍBRIDO

ORLANDO CERON PLAZAS

DIRECTOR: ING. PH.D. JAIRO VALDÉS ORTIZ
CODIRECTOR: ING. ESTEBAN MAYA

DOCUMENTO PRESENTADO PARA OPTAR POR EL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO

UNIVERSIDAD DEL VALLE
FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
AGOSTO 2017

EL AUTOR ASEGURA QUE EL CONTENIDO DE ESTE PROYECTO ES
DESARROLLO INTELECTUAL PROPIO Y NO CONSTITUYE UN PLAGIO TOTAL O
PARCIAL DE DIFERENTES OBRAS.

AUTOR:

.....

ORLANDO CERON PLAZAS

APROBADO POR:

DIRECTOR:

.....

JAIRO VALDÉS ORTIZ
PROFESOR ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA

CODIRECTOR:

.....

ESTEBAN MAYA
ASISTENTE DE DOCENCIA ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA



© 2016 Copyright
UNIVERSIDAD DEL VALLE

El avance de la industria aeroespacial a nivel global conlleva al descubrimiento de nuevas tecnologías que son de gran influencia para el desarrollo social, industrial y económico de los países que incursionan en este sector. Recientemente los motores cohete tipo híbrido (MCH) se han popularizado como una alternativa más segura y económica dentro de los sistemas de propulsión aeroespacial. Por lo que el estudio de sus parámetros de rendimiento en un banco experimental, es una buena iniciativa para que la región vallecaucana se pueda adentrar más en este sector industrial.

Por medio de este documento se presenta el diseño de un banco de pruebas para motores cohete tipo híbrido con miras a que pueda ser instalado en el Campus Meléndez de la Universidad del Valle.

Para este diseño inicialmente se definió una configuración conceptual con base en otras bancadas experimentales presentes en distintas universidades y centros de investigación alrededor del mundo. Luego, se modeló matemáticamente el proceso termodinámico referente al ensayo experimental del MCH, lo que permitió determinar de forma teórica las cargas operativas del sistema. Seguidamente se elaboró una propuesta de diseño más detallada en la que se escogieron los elementos necesarios para la medición y el control de la bancada experimental, y se culminó con la presentación de los planos de detalle de los componentes más representativos del banco de pruebas.

AGRADECIMIENTOS

Quiero aprovechar esta sección para darle gracias a todos aquellos que me acompañaron y estuvieron pendientes de mí durante los momentos difíciles que viví durante mi carrera profesional. A mis padres que se esforzaron en cuidarme y formarme como un hombre de bien desde que era niño, a mi bella hermana que me ha acompañado durante todos los procesos de mi vida.

A mis amigos con quienes siempre he podido disfrutar y compartir los momentos agradables y los que no, a mi director y co-director de tesis de grado quienes me han orientado durante este trabajo, y especialmente quiero darle las gracias a Dios por acompañarme siempre y darme nuevas fuerzas para levantarme y seguir adelante.

TABLA DE CONTENIDO

Resumen	III
Agradecimientos.....	IV
Lista de Figuras.....	VII
Lista de Tablas	IX
Lista de Símbolos.....	X
1 Introducción	1
1.1 Marco teórico.....	2
1.1.1 Fundamentos básicos de un motor cohete híbrido.....	3
1.1.2 Ecuaciones de gobierno	7
1.1.3 Relaciones termodinámicas	9
1.1.4 Motor cohete ideal.....	15
1.2 Objetivos	16
1.2.1 Objetivo general	16
1.2.2 Objetivos específicos.....	16
2 Diseño Conceptual	17
2.1 Diseño Conceptual del Banco de Pruebas	18
2.1.1 Combinaciones de propelentes	20
2.1.2 Consideraciones de operación del banco de pruebas:.....	22
2.2 Diseño Conceptual de MCH	24
2.2.1 Elección de combustible para el MCH.....	25
2.2.2 Requerimientos operativos del MCH.....	27
3 Modelado del MCH	28
3.1 Sistema de inyección.....	31
3.2 Análisis de combustión	38
3.2.1 Cálculo de la temperatura de llama adiabática.....	39
3.2.2 Diámetro de puerto combustión y relación OF	40
3.2.3 Propiedades combustión CEA.....	41
3.3 Dimensionamiento y cálculos de la tobera	43
3.4 Rendimiento esperado del MCH.....	45
4 Diseño de Detalle	46

4.1 Localización del banco de pruebas	46
4.2 Sistema de inyección.....	47
4.3 Sistema de medición y control del banco de pruebas	49
4.4 Tubo Venturi.....	52
4.5 Aislamiento térmico	54
4.6 Sistema de presurizado del banco de pruebas.....	57
4.7 Diseño estructural del banco de pruebas	59
5 Conclusiones y Recomendaciones.....	63
5.1 Conclusiones.....	63
5.2 Recomendaciones y Trabajos Futuros	63
Bibliografía	65
Anexos	68
Anexo I Modelamiento Teórico de la descarga de un tanque cargado con N_2O	68
Anexo II Catálogos comerciales de elementos del banco de pruebas	69
Anexo III Planos de detalle.....	98

LISTA DE FIGURAS

Figura 1-1 Boceto básico de un MCH en un banco de pruebas	3
Figura 1-2 Fenómeno de goteo en la cámara de combustión de un MCH[14]	7
Figura 1-3 Flujo isentrópico unidimensional en una tobera	13
Figura 1-4 Flujo isentrópico unidimensional en una tobera convergente-divergente	14
Figura 2-1 Metodología para el diseño conceptual del banco de pruebas	17
Figura 2-2 Banco de pruebas para MCH típico de 100 lb de empuje [22]	19
Figura 2-3 Descomposición química del N_2O [29]	21
Figura 2-4 Modelo básico del MCH. 1) Tapa anterior, 2) Inyector, 3) Pre-cámara, 4) Grano de combustible, 5) Cámara o puerto de combustión, 6) Aislante térmico, 7) Carcasa de motor, 8) Post-cámara, 9) Tobera, 10) Tapa posterior	24
Figura 2-5 Comparación entre posibles combinaciones de propelentes	26
Figura 3-1 Esquema del sistema a modelar	28
Figura 3-2 Mapa metodológico para el modelamiento del sistema	29
Figura 3-3 Esquema del sistema de inyección	31
Figura 3-4 Propiedades características del sistema de inyección	37
Figura 3-5 Esquema de la cámara de combustión	38
Figura 3-6 Cálculo de diámetro puerto para diferentes coeficientes balísticos. $Dp(A)$: ($n=0.555$, $a=0.000132$)[19], $Dp(B)$: ($n=0.5$, $a=0.000155$)[38], $Dp(C)$: ($n=0.5$, $a=0.0001781$)[39].	40
Figura 3-7 Comparación entre la relación $OF(t)$ y su media	41
Figura 3-8 Velocidad característica de la combustión en el tiempo	42
Figura 3-9 Comparación entre la presión en la cámara supuesta y la calculada. .	42
Figura 3-10 Propiedades termodinámicas de los productos de combustión a $P_c=350$ psi	43
Figura 3-11 Bosquejo de tobera convergente-divergente	44
Figura 3-12 Comparación entre la presión a la salida de la tobera y la presión atmosférica	44
Figura 3-13 Empuje e impulso específico esperado para el MCH	45

Figura 4-1 Edificio 344A del campus universitario Meléndez	46
Figura 4-2 Plano de distribución espacial del edificio 344A propuesto para la instalación del banco de pruebas para MCH.....	47
Figura 4-3 Esquema electroneumático del banco de pruebas	49
Figura 4-4 Diagrama de bloques para la medición y control	49
Figura 4-5 Variación de las propiedades de flujo en un Tubo Venturi	52
Figura 4-6 Sección recortada del ensamble del tubo Venturi.....	53
Figura 4-7 Elementos que conforma la barrera térmica del MCH.	55
Figura 4-8 Sección transversal de las capas cilíndricas en la cámara de combustión	56
Figura 4-9 Ensamble de MCH propuesto	57
Figura 4-10 Vista detallada de las glándulas o ranuras para el sellamiento de la unión tapa-tobera-carcasa por medio de O-ring.....	58
Figura 4-11 Estructura banco de pruebas	60
Figura 4-12 Acople Motor cohete a estructura de la bancada experimental. (A) MCH, (B) Soporte estructural, (C) Celda de carga, (D) Soporte estructural, (E) Estructura BP, (F) Riel.....	60
Figura 4-13 Enmallado y distribución de esfuerzos en soporte estructural (B)	61
Figura 4-14 Enmallado y distribución de esfuerzos en soporte estructural (D)	62

LISTA DE TABLAS

Tabla 1.1 Ventajas y desventajas de un MCH respecto a un motor cohete líquido y/o sólido.....	3
Tabla 1.2 Combinaciones de propelentes típicas para MCH, $P_c = 500 \text{ psia}$ y $P_{amb} = 1 \text{ Atm}$ [8].....	5
Tabla 2.1 Bancos de prueba de MCH	18
Tabla 2.2 Combinaciones de propelentes escogidos para el banco de pruebas...	20
Tabla 2.3 Propiedades físico-químicas del N_2O [28]	21
Tabla 2.4 Condiciones de operación del banco de pruebas.....	23
Tabla 2.5 Factores influyentes en la implementación del banco de pruebas	26
Tabla 2.6 Propiedades fisicoquímicas cera parafina [12][19]	27
Tabla 2.7 Requerimientos operativos del MCH	27
Tabla 3.1 Parámetros iniciales del sistema	30
Tabla 3.2 Dimensiones tobera convergente-divergente cónica.....	44
Tabla 4.1 Elementos básicos para la medición y control del banco de pruebas	50
Tabla 4.2 Secuencia de pasos de encendido del MCH.....	51
Tabla 4.3 σ_v y n para diferentes niveles de presión P_c	59

LISTA DE SÍMBOLOS

$\bar{h}_f^0$	Entalpía de formación molar
$\bar{C}_V$	Calor molar a volumen constante
$\bar{C}_p$	Calor molar a presión constante
$\dot{r}_{got}$	Regresión por goteo
$\dot{r}_v$	Regresión por evaporación
h_0	Entalpía de estancamiento
C_F	Coefficiente de empuje
C_V	Calor específico a volumen constante
C_d	Coefficiente de descarga
C_p	Calor específico a presión constante
$\bar{D}$	Tensor de tasa de deformación
F_i	Precarga por perno
G_{ox}	Flujo másico de oxidante por unidad de área
$\bar{H}$	Entalpía molar
I_s	Impulso específico
$\bar{M}$	Masa molar
P^*	Presión de vapor
P_0	Presión de estancamiento
$P_{pérdidas}$	Pérdidas de presión
$\dot{Q}$	Tasa de transferencia de calor
R_u	Constante universal de los gases ideales
S_y	Esfuerzo de fluencia
T_0	Temperatura de estancamiento
$\bar{U}$	Energía interna molar
$\bar{V}$	Volumen molar
$\bar{b}$	Vector de fuerzas de cuerpo
c^*	Velocidad característica

$\dot{m}$	Flujo másico
$\dot{n}$	Flujo molar
$\hat{n}$	Vector unitario normal a la superficie
n_0	Factor de seguridad a separación de junta
n_f	Factor de seguridad a fatiga de perno
n_p	Factor de seguridad a fluencia de perno
$\bar{q}$	Flujo de calor por unidad área
$\dot{r}$	Tasa de regresión
v_{eq}	Velocidad equivalente
h	Entalpía específica o diferencia de alturas o coeficiente de transferencia de calor
T1	Tanque principal
$\Delta \bar{h}_s$	Entalpía sensible molar
$\Delta \bar{H}$	Entalpía de vaporización molar
ΔP	Diferencial de presión
A	Área
C	Velocidad de salida efectiva
D	Diámetro
F	Fuerza de empuje
G	Flujo másico total por unidad de área
H	Entalpía
I	Impulso total
L	Longitud de grano de combustible
M	Número Mach
OF	Relación oxidante-combustible
P	Presión
Pr	Número de Prandtl
R	Fuerza de reacción o constante de gas
Re	Número de Reynolds
T	Temperatura

V	Volumen
a	Coeficiente balístico de tasa de regresión
c	Velocidad del sonido
g	Gravedad
k	Coeficiente isentrópico o conductividad térmica
l	Longitud de tobera
m	Masa
n	Eficiencia ó Coeficiente balístico de tasa de regresión o número de moles
r	Radio
t	Tiempo
u	Energía interna específica
v	Velocidad
x	Distancia axial o fracción molar
z	Altura

Letras griegas

σ_l	Esfuerzo axial
σ_r	Esfuerzo radial
σ_t	Esfuerzo tangencial
$\bar{\tau}$	Tensor de esfuerzos cortantes
τ_{max}	Esfuerzo cortante máximo
Φ	Relación equivalente
α	Ángulo o ángulo medio de apertura
β	Coeficiente de flujo o relación de contracción
λ	Factor de corrección por pérdidas
μ	Viscosidad dinámica
π	Número Pi
ρ	Densidad
σ	Esfuerzo o factor de corrección

φ	Propiedad de termodinámica la mezcla
ϵ	Relación de expansión

Subíndices

N_2O, g	Óxido nitroso en estado gaseoso
N_2O, l	Óxido nitroso en estado líquido
He	Helio gaseoso
T	Propiedad asociada al tanque principal
ac	Condición actual
adi	Condición adiabática
ais	Aislante
amb	Propiedad asociada al ambiente
c	Propiedad asociada a la cámara de combustión
cg	Curvatura de garganta
e	Propiedad asociada a la salida de la tobera
ex	Propiedad asociada al exterior
exp	Propiedad experimental
f	Propiedad asociada al combustible
gas	Sustancia gaseosa
i	Propiedad asociada a la componente i
in	Propiedad asociada al interior
ini	Condición inicial
iny	Propiedad asociada al inyector
liq	Sustancia líquida
ox	Oxidante
ox	Propiedad asociada al oxidante
p	Puerto de combustión
par	Parafina
ref	Condición de referencia
$stoi$	Condición estequiométrica

<i>sup</i>	Condición supuesta ó superficie
<i>t</i>	Propiedad asociada a la garganta de la tobera
<i>teo</i>	Propiedad teórica

Abreviaciones

BP	Banco de pruebas
CC	Cámara de combustión
CEA	Chemical Equilibrium with Applications
FS	Factor de seguridad
GOX	Oxígeno en fase gaseosa
HDPE	Polietileno de alta densidad
HTPB	Polibutadieno hidroxiterminado
LOX	Oxígeno en fase líquida
MCH	Motor cohete híbrido
MCL	Motor cohete líquido
MCS	Motor cohete sólido
PB	Polibutadieno
PE	Polietileno
PMMA	Polimetilmetacrilato
PS	Poliestireno
TDC	Time to digital converter
<i>SC</i>	Frontera o superficie de control
<i>VC</i>	Volumen de control

Históricamente el desarrollo de nuevos vehículos y sistemas de transporte ha impulsado el crecimiento de distintas sociedades y su economía. La industria aeroespacial enfocada en el desarrollo de vehículos aeroespaciales ha servido como gestor tecnológico a nivel mundial desde su nacimiento. Los nuevos desafíos científicos junto con los altos requerimientos que implica el viaje al espacio exterior, incitan a la innovación y el desarrollo de nuevas tecnologías que influyen en la industria y el estilo de vida cotidiana a nivel global[1]. Desafortunadamente los costos que representan la construcción y lanzamiento de vehículos aeroespaciales son elevados y no todos los países disponen del capital de inversión para hacer este tipo de incursiones fuera de la atmósfera terrestre. Sin embargo, en los países en los que se ha invertido en este sector, la industria de la navegación y las telecomunicaciones han traído grandes beneficios con un retorno de hasta 10 veces lo invertido en lanzamientos y vehículos espaciales.[1]

Habitualmente los viajes espaciales de gran y mediano alcance requieren del desarrollo y construcción de lanzaderas impulsadas por motores cohete de propelente sólido y/o líquido (MCS y MCL respectivamente), cuya complejidad de diseño y sus altos requerimientos en cuestiones de seguridad eleva considerablemente los costos. No obstante, al día de hoy empresas privadas con un menor capital de inversión al habitual han logrado alcanzar órbitas bajas del espacio exterior por medio de vehículos espaciales basados en sistemas de propulsión más seguros y económicos dentro de los que se destaca el uso de motores cohete tipo híbrido (MCH) [1], [2], por lo que es conveniente considerar este tipo de motor cohete para el desarrollo de la industria aeroespacial a un menor costo de lo habitual.

Ante el incremento de demanda de servicio satelital en Latinoamérica, mercado emergente de alta proyección hasta la próxima década [3][4][5], es conveniente para el desarrollo industrial y económico de la región impulsar la industria aeroespacial local, haciendo propuestas de lanzaderas al espacio que compitan ante las ofertas internacionales, brindando beneficios similares a las ofrecidos en el exterior por un mejor precio.

El proceso de diseño de futuras lanzaderas espaciales en las que se incluyen sistemas de propulsión económicos que puedan competir en el mercado emergente latinoamericano ya inició en nuestro país [6]. Para poder plasmar un diseño de forma satisfactoria en la construcción y lanzamiento de un vehículo aeroespacial, primero es necesario hacer ensayos en tierra por medio de bancadas experimentales (bancos de pruebas) que permitan garantizar y optimizar el rendimiento del sistema previamente al lanzamiento.

El diseño, construcción y puesta en operación de un banco de pruebas para motor cohete tipo híbrido en la Universidad del Valle es un enlace de inclusión de la región en el mercado aeroespacial a nivel latinoamericano, lo que adicionalmente también encaja dentro de lo que se ha venido buscando en los últimos años en la región a través de iniciativas como la creación del clúster aeroespacial en el Valle del Cauca [7]. Por medio de este documento se presenta el diseño de un banco de pruebas para motores cohete tipo híbridos.

1.1 Marco teórico

Un banco de pruebas para MCH permite medir experimentalmente parámetros que son determinantes en el rendimiento de un motor cohete híbrido, como la presión en la cámara de combustión, o el empuje del motor cohete.

Un motor cohete híbrido se puede catalogar como un sistema de propulsión termoquímico, gracias a que por medio de la combustión, aceleración y expulsión canalizada de masa (propelente), el motor es impulsado y cambia de un estado de reposo a uno cinético acelerado. Los motores cohete de combustible sólido y líquido (MCS y MCL respectivamente) también se caracterizan como sistemas de propulsión termoquímicos.

Sin embargo, la particularidad que distingue el MCH de los otros motores cohete, es que los propelentes se encuentran en diferentes estados de la materia. Normalmente el combustible se dispone en fase sólida (grano de combustible) dentro de la cámara de combustión (CC), y es necesario gasificarlo para que se pueda mezclar con el oxidante que fluye en estado gaseoso a lo largo de la CC. Esta particularidad de los MCH trae ventajas y desventajas respecto a los otros motores cohete, de las cuales a continuación se enuncian las principales.

VENTAJAS	DESVENTAJAS
Control de la combustión (ON/OFF) del empuje y la composición <i>OF</i> .	Baja densidad del combustible (la mayoría) y más aún del grano, lo que lleva a una estructura de mayor tamaño para albergar el combustible[2][8]
Manufactura y operación más económica que en los MCL y MCS	
Disminución en el uso de actuadores electro neumáticos respecto a un MCL	Menor impulso específico respecto a los MCL [2].
Mayor seguridad y por tanto menor riesgo de explosión, desde la etapa de manufactura hasta la puesta en operación.	Menor velocidad de respuesta a la completa ignición[8]
Simplicidad en construcción y operación	A diferencia de un MCL y MCS, en un MCH no hay una mezcla <i>OF</i> uniforme a lo largo de la CC (el impulso no es constante, menor rendimiento)[8]
Generalmente presentan una reducida toxicidad y efecto al medio ambiente en comparación a los MCS y MCL	

Vulnerabilidad reducida a defectos y grietas en los granos[9]	Tienen una baja tasa de regresión de combustible
Versatilidad en el uso de diferentes propelentes	Menor eficiencia de combustión[8]

Tabla 1.1 Ventajas y desventajas de un MCH respecto a un motor cohete líquido y/o sólido.

Las desventajas de un MCH respecto a los MCS y MCL se enfatizan en parámetros de rendimiento que son determinantes en misiones de mediano y largo alcance. Por el contrario, un MCH se destaca como una mejor elección en cuanto a costo, seguridad y simplicidad, por lo que son propicios para incursionar en el sector aeroespacial.

1.1.1 Fundamentos básicos de un motor cohete híbrido

Un MCH se puede representar por medio del boceto mostrado a continuación. Todo motor cohete híbrido cuenta con un oxidante que reacciona junto con el combustible en la cámara de combustión. Aquí se producen unos gases que son acelerados y expulsados al ambiente generando así un empuje.

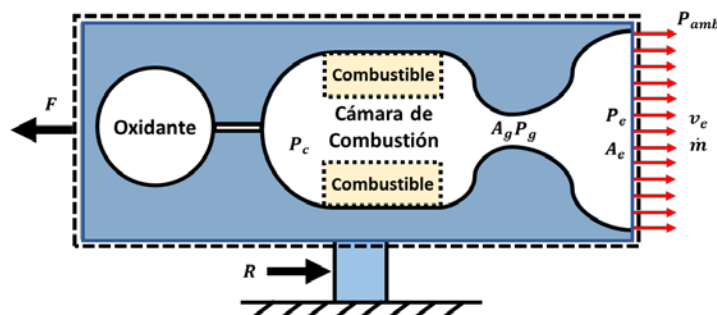


Figura 1-1 Boceto básico de un MCH en un banco de pruebas

Al aplicar la segunda ley de Newton al MCH representado por la figura anterior, se puede deducir la ecuación de empuje del motor cohete en estado estacionario (Ecuación (1.1)). En esta se expresa que el empuje F [N] es igual al flujo másico $\dot{m}$ [kg/s] que sale del volumen de control multiplicado por su velocidad de escape v_e [m/s], esto sumado al área de salida de la tobera A_e [m²] multiplicada por la diferencia de presiones entre la salida de la tobera P_e [Pa] y el ambiente P_{amb} [Pa] [10], [11].

$$F = \dot{m}v_e + A_e(P_e - P_{amb}) \quad (1.1)$$

A medida que la presión del medio ambiente decrece (grandes altitudes), la porción de empuje generado por presión aumenta hasta su máximo valor que es alcanzado en ausencia de atmosfera. Para el caso en que la presión del medio ambiente es igual a la presión de salida de la tobera, el empuje del motor cohete es función tan solo del flujo másico y la velocidad de salida de la tobera. Este caso en particular permite tener una expansión óptima de los gases en la tobera y es una condición destacada a tener en cuenta para el diseño.

Debido al empotramiento del motor cohete en el banco de pruebas, surge una reacción $R[N]$ (tercera ley de Newton) de igual magnitud al empuje F . Al dividir la Ecuación (1.1) por el flujo másico de propelentes $\dot{m}$ se obtiene la velocidad de salida efectiva o equivalente $v_{eq}[m/s]$, la cual representa una medida de qué tan eficientemente el motor produce empuje. La velocidad de salida efectiva también se denotada como $C[m/s]$ y convenientemente se considera uniforme y axial[11].

$$v_{eq} = v_e + \frac{A_e(P_e - P_{amb})}{\dot{m}} = \frac{F}{\dot{m}} = C \quad (1.2)$$

Una forma de medir experimentalmente en un banco de pruebas la eficiencia de la combustión de un motor cohete, es por medio de la velocidad característica $c^*[m/s]$. Cabe anotar que este parámetro es independiente de la geometría en la tobera (Puede ser calculada a partir del estado y composición de los productos) y es muy utilizado para comparar el rendimiento de diferentes motores cohete de propulsión química.

$$c^* = \frac{P_c A_g}{\dot{m}} \quad (1.3)$$

$$n_{c^*} = \frac{c_{exp}^*}{c_{teo}^*} \quad (1.4)$$

En un caso no estacionario, la fuerza de empuje F calculada por medio de la Ecuación (1.1) varía en el tiempo, por lo que resulta conveniente integrar F en el tiempo para obtener así el impulso total del motor cohete.

$$I = \int_0^t F(t) dt \quad (1.5)$$

El impulso específico $I_s[s]$ se puede definir como el impulso total por unidad de peso de propelente y es uno de los parámetros de rendimiento más relevantes en un motor cohete.

$$I_s = \int_0^t F dt / g \int_0^t \dot{m} dt \quad (1.6)$$

Para un caso estacionario (empuje, flujo másico y gravedad no varían en el tiempo) en el que se desprecian los efectos transitorios del encendido y apagado del motor cohete, el impulso específico se puede expresar así[11]:

$$I_s = \frac{F}{\dot{m} g} = \frac{I}{\dot{m} t g} = \frac{v_{eq}}{g} \quad (1.7)$$

Propelentes

Los propelentes (oxidante y combustible) también conocidos como propergoles son sustancias químicas cuya combustión y posterior expulsión del motor cohete, proporcionan la energía para el empuje principal de un cohete. La principal particularidad de los propelentes en los MCH, es que el combustible se encuentra en diferente estado que el oxidante, generalmente el combustible en fase sólida de baja reactividad a condiciones ambientales y el oxidante en fase líquida o gaseosa. En ocasiones se puede presentar el caso opuesto, en el que el oxidante está en fase sólida y el combustible en fase líquida, a éste tipo de motor cohete se le conoce como híbrido inverso.

Las combinaciones de propelentes influyen enormemente en el rendimiento del motor cohete, por lo que su elección es un factor clave en el diseño del mismo. En la tabla a continuación se listan algunas de las combinaciones típicas combustible-oxidante para MCH junto a su impulso específico y velocidad característica

Fuel	Oxidizer	Optimum O/F	Sea level	
			I_{sp} , s	c^* , ft/s
HTPB	LOX	1.9	280	5972
PMM($C_5H_8O_2$)	LOX	1.5	259	5449
HTPB	N_2O	7.1	247	5264
HTPB	N_2O_4	3.5	258	5456
HTPB	RFNA	4.3	247	5219
HTPB	FLOX(OF_2)	3.3	314	6701
Li/LiH/HTPB	FLOX(OF_2)	2.8	326	6950
PE	LOX	2.5	279	5877
PE	N_2O	8.0	247	5248
Paraffin	LOX	2.5	281	5920
Paraffin	N_2O	8.0	248	5268
Paraffin	N_2O_4	4.0	259	5469
HTPB/Al(40%)	LOX	1.1	274	5766
HTPB/Al(40%)	N_2O	3.5	252	5370
HTPB/Al(40%)	N_2O_4	1.7	261	5509
HTPB/Al(60%)	FLOX(OF_2)	2.5	312	6582
Cellulose ($C_6H_{10}O_5$)	GOX	1.0	247	5159
Carbon	Air	11.3	184	4017
Carbon	LOX	1.9	249	5245
Carbon	N_2O	6.3	236	4992
<i>Cryogenic hybrids</i>				
Pentane(s)	LOX	2.7	279	5870
CH_4 (s)	LOX	3.0	291	6140
CH_4 (s)/Be(36%)	LOX	1.3	306	6292
NH_3 (s)/Be(26%)	LOX	0.47	307	6452
<i>Reverse hybrids</i>				
JP-4	AN	17.0	216	4651
JP-4	AP	9.1	235	5007
JP-4	NP	3.6	259	5476

Tabla 1.2 Combinaciones de propelentes típicas para MCH, $P_c = 500$ psia y $P_{amb} = 1$ Atm[8]

Tasa de regresión clásica:

La tasa de regresión, también denominada tasa de combustión en los motores cohetes tipo sólidos, representa la tasa a la cual el combustible que se encuentra en estado sólido pasa a estado gaseoso para mezclarse con el oxidante previo a la combustión. Dado que el empuje de un motor cohete depende en gran parte del flujo másico de propelentes, la tasa de regresión de combustible para un MCH es una medida de gran importancia, ya que tiende a ser baja para éste tipo de motores cohete.

Actualmente se han desarrollado varios modelos clásicos y no clásicos de tasa de regresión para diferentes combinaciones de propelentes, sin embargo, el más reconocido y utilizado sigue siendo el de Marxman, en el que se postula que la tasa a la cual el grano de combustible se evapora y arde $\dot{r}$, es función del flujo másico y la transferencia de calor al grano de combustible. Al hacer un balance de energía cerca a la pared interna del grano de combustible, se obtiene la tasa de regresión instantánea del propelente[8], [11].

$$\dot{r} = 0.036 \frac{G^{0.8}}{\rho_f} \left(\frac{\mu}{x} \right)^{0.2} \beta^{0.23} \quad (1.8)$$

En la anterior ecuación, G es el flujo másico total (oxidante + combustible erosionado) por unidad de área a una determinada distancia x , ρ_f es la densidad del combustible sólido, μ es la viscosidad de los gases de combustión y β ($5 < \beta < 100$) es el flujo másico de combustible adimensional conocido como coeficiente de flujo. Experimentalmente también se puede representar la tasa de regresión para un MCH mediante la siguiente expresión:

$$\dot{r} = a G_{ox}^n \quad (1.9)$$

Donde G_{ox} es el flujo másico de oxidante dividido por el área transversal a la dirección axial en la que viaja el oxidante. a y n son coeficientes balísticos obtenidos de forma experimental que varían según la combinación de propelentes y ciertos parámetros y elementos del motor cohete[8].

Tasa de regresión no clásica:

Entre los diferentes modelos de tasa de regresión para MCH, cabe destacar el propuesto por Karabeyoglu para diferentes series de alcanos en estado sólido que forman una capa líquida previa a la gasificación[12], [13]. Para este modelo de tasa de regresión, a diferencia del modelo clásico, se considera un flujo másico de combustible adicional $\dot{r}_{got}$ al que se tiene de la sublimación o evaporación del grano de combustible $\dot{r}_v$, lo que eleva la tasa de regresión hasta en un 400% de lo normal en un MCH.

$$\dot{r} = \dot{r}_v + \dot{r}_{got} \quad (1.10)$$

Según Karabeyoglu, esto se debe a que la alta velocidad del flujo de propelentes dentro de la cámara de combustión, hace que la superficie líquida del grano de combustible sea inestable provocando así un goteo (droplet) de combustible dentro de la cámara de combustión (Ver Figura 1-2), lo que aumenta la tasa de regresión del combustible[8].

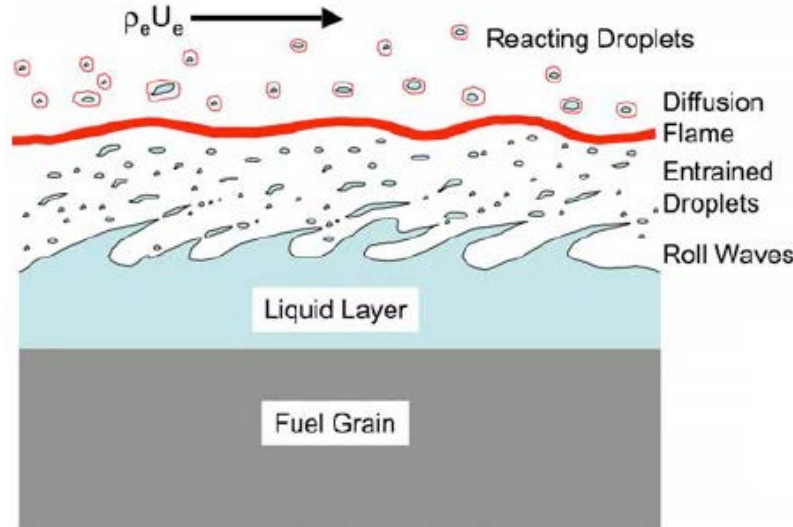


Figura 1-2 Fenómeno de goteo en la cámara de combustión de un MCH[14]

1.1.2 Ecuaciones de gobierno

Las ecuaciones de gobierno son ecuaciones a partir de las cuales se pueden describir las propiedades de un fluido y su variación basándose en un modelo matemático proveniente de tres fundamentos físicos deducidos de la observación macroscópica de la naturaleza. Los cuales son: conservación de la masa, la segunda ley de Newton y conservación de la energía. Las ecuaciones de gobierno no toman en consideración interacciones moleculares ni las discontinuidades de la materia, pues se basan en fundamentos físicos macroscópicos.

Conservación de la masa:

Basándose en el principio de conservación de la masa, la ecuación de gobierno para este principio se escribe así:

$$\int_{\mathbb{V}} \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \oint_S \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (1.11)$$

La ecuación de conservación de la masa expresa que el cambio temporal de masa al interior de un volumen de control $\mathbb{V}$ (primer término), sumado al flujo neto de masa que atraviesa la superficie de control S (segundo término) es igual a cero[15].

Conservación de la cantidad de momentum lineal:

Partiendo en la segunda ley de Newton en la que expresa la sumatoria de fuerzas en un sistema equivalente a la tasa de cambio de momentum lineal del sistema, y aplicando el teorema de transporte de Reynolds se puede construir la ecuación de gobierno para la conservación de la cantidad de momentum lineal que se puede escribir de la siguiente manera:

$$\int_V \frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{v}) dV + \oint_S \rho \bar{v} \bar{v} \cdot \hat{n} ds = \int_V \rho \bar{b} dV + \oint_S (-P \hat{n} + \bar{\tau} \cdot \hat{n}) ds \quad (1.12)$$

El primer término del lado izquierdo representa el cambio temporal de la cantidad de momentum lineal dentro del volumen de control (VC), el segundo término representa el flujo neto de momentum lineal a través de la frontera del volumen de control (SC). Hacia el lado derecho de la ecuación, el primer término equivale a las fuerzas de cuerpo que actúan en el VC y el segundo término representa las fuerzas de superficie que actúan sobre la SC[15].

Conservación de la Energía:

Basándose de la primera ley de la termodinámica en la que se establece que la tasa neta temporal de la energía en un sistema es igual a la tasa neta de calor que se agrega al sistema (por transferencia de calor o generación interna) más la potencia neta que se le aplica al sistema (por medio de la tasa neta de trabajo realizado por fuerzas de cuerpo o de superficie), y aplicando el teorema de transporte de Reynolds se puede derivar la ecuación de conservación de la energía:

$$\int_V \frac{\partial}{\partial t} (\rho u) dV + \oint_S h \rho \bar{v} \cdot \hat{n} ds = \oint_S -\bar{q} \cdot \hat{n} ds + \int_V \rho \dot{R} dV + \int_V \bar{\tau} : \bar{D} dV \quad (1.13)$$

El primer término del lado izquierdo de la ecuación representa el cambio temporal de la energía interna del VC y el segundo término expresa la entalpía neta que atraviesa la SC. Al lado derecho de la ecuación hay tres términos, el primero expresa el flujo neto de calor a través de la SC, el segundo término representa la tasa de generación de calor en el interior del VC, éste calor generado puede proceder de diferentes fenómenos ya sea combustión, inducción, nuclear, etc. El tercer y último término de la ecuación al lado derecho representa el trabajo hecho por el esfuerzo viscoso que deforma el sistema[15].

Principio de Bernoulli

Aplicando la ecuación de conservación de la masa y la cantidad de momentum lineal para dos puntos diferentes en un flujo estacionario, adiabático, sin trabajo de eje, no viscoso e incompresible, se puede llegar a la ecuación de Bernoulli que establece que la energía de este flujo se puede representar en tres componentes (una de

presión, otra cinética y otra potencial), y que la suma de las componentes permanece constante[16].

$$\frac{P_1}{\rho} + \frac{v_1^2}{2} + gz_1 = \frac{P_2}{\rho} + \frac{v_2^2}{2} + gz_2 = cte \quad (1.14)$$

Teorema de Torricelli

La velocidad de salida de un flujo producto de la descarga de un tanque, puede ser determinada fácilmente mediante el teorema de Torricelli, al cual se puede llegar teniendo como base el principio de Bernoulli. Dentro de las consideraciones de Torricelli, la velocidad en la superficie del fluido del tanque tiende a ser cero, así mismo la presión en la superficie es atmosférica al igual que en la descarga del flujo y la diferencia de alturas se agrupa en un solo h [16].

$$v = C_d \sqrt{2gh} \quad (1.15)$$

Velocidad del sonido y número Mach

El numero Mach o velocidad Mach es una medida relativa de la velocidad de un flujo respecto a la velocidad del sonido de dicho medio en el que se desplaza el fluido.

$$M = v/c \quad (1.16)$$

La velocidad del sonido c es una propiedad intensiva del medio a través del cual se propaga la onda, y depende del estado del medio. Siendo el medio de propagación un gas ideal, c puede representarse así[17]:

$$c = \sqrt{kRT} \quad (1.17)$$

1.1.3 Relaciones termodinámicas

Termodinámica de mezclas:

Para conocer el estado termodinámico de una mezcla de sustancias, es necesario conocer al menos dos propiedades de estado de cada componente de la mezcla. La incidencia de las propiedades de cada componente de la mezcla, se relaciona directamente con su fracción molar x_i , de forma que una determinada propiedad molar $\bar{\varphi}$ de la mezcla se puede escribir en función de las propiedades de las componentes:

$$x_i = \frac{n_i}{n} \quad (1.18)$$

$$\bar{\varphi} = \sum_{i=1}^j x_i \bar{\varphi}_i \quad (1.19)$$

La función $\bar{\varphi}$ representa cualquier propiedad de la mezcla de sustancias, como la presión, masa molar, energía interna, entalpía, entropía, etc. Para el caso de gases ideales, la función $\bar{\varphi}$ también representa propiedades del gas como calores específicos y coeficiente isentrópico[18].

Modelo de Dalton para mezcla de gases ideales:

El modelo de Dalton se basa en el concepto de gas ideal, en el que se desprecian las fuerzas e interacciones intermoleculares entre las componentes de una mezcla de gases. Por lo que el comportamiento de cada componente de la mezcla no se ve afectado por la presencia de las otras componentes. De igual forma el volumen molecular de cada una de las componentes del gas es insignificante al compararse con el volumen total ocupado por el gas. Por lo que las moléculas de cada una de las componentes de la mezcla pueden viajar de forma libre dentro del volumen total ocupado por el gas.

Conforme a esto, el modelo de Dalton considera que para el análisis de cada una de las componentes de una mezcla de gases ideales contenidas en un volumen total V a una determinada temperatura T , cada componente de la mezcla se comporta como si ocupara individualmente el mismo volumen V a una temperatura T . Y la presión de la mezcla de gases P , equivale a la suma de las presiones parciales P_i de cada una de las componentes.

$$P = \sum_{i=1}^j P_i \quad (1.20)$$

Debido a que tanto la mezcla de gases como cada componente de la mezcla obedecen a la ecuación de gas ideal, la presión parcial P_i de cada componente se puede expresar como el producto de la presión total por la fracción molar de la componente[17].

$$P_i = x_i * P \quad (1.21)$$

Ley de Raoult:

La ley de Raoult establece que la presión de vapor de una solución en equilibrio dentro de un volumen cerrado, es igual a la sumatoria de las presiones de vapor P^* de las componentes i de la solución, multiplicado por la fracción molar de cada componente[19]

$$P^* = \sum_{i=1}^j x_i * P_i^* \quad (1.22)$$

Mezclas reactivas:

El estudio de procesos termodinámicos de sustancias no estables o reactivas, se refiere a fenómenos físicos y químicos en los que las sustancias involucradas dentro del proceso no solamente cambian su estado termodinámico, sino que también su composición y estructura química durante el proceso.

Relación oxidante combustible:

En un proceso de combustión, la composición de los productos depende no sólo de las propiedades termodinámicas de los reactivos, sino también de la proporción másica en la que estos se encuentran inicialmente, por lo que para el análisis de combustión en motores cohete es conveniente considerar los efectos de la proporción oxidante-combustible OF en el rendimiento del motor cohete[14].

$$OF = \frac{m_{ox}}{m_f} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f} \quad (1.23)$$

Los elementos más comunes en un combustible son hidrogeno, carbono y sulfuro. Un proceso de combustión se define como completo cuando: todos los átomos de carbono forman dióxidos de carbono, los hidrógenos forman moléculas de agua, los sulfuros forman dióxidos de sulfuros y los otros elementos del combustible se oxidan al final de la combustión[17]. La relación OF para una combustión completa, se conoce como relación oxidante-combustible estequiométrica OF_{stoi} . Debido a que la OF_{stoi} suele ser diferente de 1, es conveniente definir una relación equivalente Φ entre la relación oxidante-combustible actual de la combustión OF_{ac} y la OF_{stoi} .

$$\Phi = \frac{OF_{ac}}{OF_{stoi}} \quad (1.24)$$

De forma que si $\Phi > 1$ hay exceso de oxidante en la combustión dado a que se supera la proporción estequiométrica. En caso de que $\Phi < 1$ hay deficiencia de oxidante para la cantidad de combustible presente en la reacción. Una relación equivalente $\Phi = 1$ establece que la OF_{ac} es igual a la estequiométrica[18].

Entalpia de mezclas reactivas:

Para aplicar el principio de conservación de la energía en un sistema de mezclas reactivas es necesario considerar la influencia de la reacción química en la mezcla, ya que para procesos como el de la combustión, es un factor determinante de las propiedades termodinámicas del sistema.

Para procesos que involucran reacciones químicas, la entalpía de una determinada sustancia a una temperatura T se compone de una entalpía de formación $\bar{h}_f^0$ y otra sensible $\Delta\bar{h}_s$

$$\bar{h}(T) = \bar{h}_f^0(T_{ref}) + \Delta\bar{h}_s(T) \quad (1.25)$$

La entalpía de formación es la energía liberada o absorbida durante el proceso de formación de una sustancia (desde sus elementos de base que lo componen), hasta ser llevado a condiciones estándar o de referencia ($T_{ref} = 25^\circ C$ y $P_{ref} = 1 \text{ atm}$). En cambio, la entalpía sensible representa la energía necesaria para que dicha sustancia vaya desde T_{ref} hasta la temperatura T . La entalpía de formación de sustancias naturales compuestas de un solo elemento a condiciones estándar es igual a 0. Por ejemplo, $\bar{h}_f^0 O_2(T_{25^\circ C}) = \bar{h}_f^0 H_2(T_{25^\circ C}) = \bar{h}_f^0 N_2(T_{25^\circ C}) = 0$ [17], [18].

Temperatura de llama adiabática:

La energía química liberada en un proceso de combustión tiende a elevar la temperatura del sistema a pesar de la disipación sufrida por transferencia de calor con los alrededores.

Ante la ausencia de interacciones de trabajo $W = 0$ y transferencia de calor entre el sistema y los alrededores $Q = 0$ (proceso adiabático), la energía química liberada se conservaría en el sistema. De forma que la temperatura de los productos de combustión alcanzaría un máximo valor conocido como la temperatura de llama adiabática[17], [18], [20].

$$H_{reactivos} = H_{productos} \quad (1.26)$$

Propiedades de estancamiento para flujo compresible e Isentrópico:

Al analizar flujos compresibles que se desplazan a altas velocidades ($v \geq 0.3Ma$), despreciando efectos de energía potencial gravitacional, resulta conveniente agrupar la entalpía del fluido junto a la energía cinética en un solo término llamado entalpía total o de estancamiento

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2} \quad (1.27)$$

La entalpía de estancamiento representa la máxima cantidad de energía que un fluido puede liberar si es llevado al reposo adiabáticamente. Para el caso en que el flujo compresible sea de un gas ideal, la entalpía total puede ser representada como el producto del calor específico a presión constante por una temperatura de estancamiento, por lo que la ecuación anterior se puede reescribir así:

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2C_p} \quad (1.28)$$

El término T_0 se conoce como la temperatura de estancamiento y se compone de una temperatura estática y otra dinámica, primer y segundo término respectivamente. Aplicando la relación de calores específicos para gas ideal, ecuación (1.16), y las ecuaciones (1.12) y (1.13) para flujos a altas velocidades, se puede obtener la siguiente relación (1.17) entre temperatura estática y de estancamiento a un determinado número Mach y coeficiente isentrópico k [20].

$$C_p = kR/(k - 1) \quad (1.29)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{k - 1}{2}\right) M^2 \quad (1.30)$$

De igual forma aplicando la relación isentrópica entre la temperatura y la presión para un gas ideal, ecuación (1.18), se puede relacionar la presión de estancamiento junto con la presión estática en función del número Mach y el coeficiente isentrópico.

$$\left[\frac{P_2}{P_1}\right]^{(k-1)/k} = \frac{T_2}{T_1} \quad (1.31)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left[1 + \left(\frac{k - 1}{2}\right) M^2\right]^{k/k-1} \quad (1.32)$$

Flujo isentrópico unidimensional en toberas:

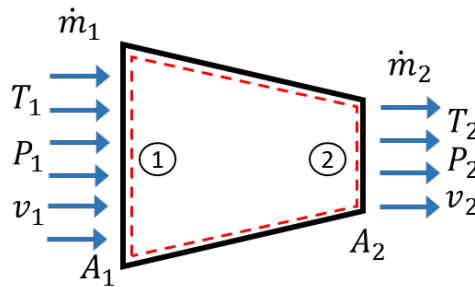


Figura 1-3 Flujo isentrópico unidimensional en una tobera

Al asumir el flujo en una tobera como isentrópico y unidimensional (figura 1-3), la densidad y velocidad del fluido son función de la posición axial, por lo que el flujo másico a la entrada (1) o salida (2) de la tobera para un caso estacionario puede ser simplemente representado como el producto de la densidad del fluido, la velocidad y el área transversal.

$$\dot{m} = \rho v A \quad (1.33)$$

Aplicando el principio de conservación de la masa.

$$\dot{m} = \dot{m}_1 = \rho_1 v_1 A_1 = \dot{m}_2 = \rho_2 v_2 A_2 \quad (1.34)$$

Seguidamente al reemplazar el término de densidad por la ecuación de gas ideal, la velocidad por la relación de Mach junto con la definición de velocidad del sonido en función de la temperatura, se puede establecer una relación entre diferentes secciones de área para un flujo isentrópico en una tobera en función del número Mach y el coeficiente isentrópico [11].

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \left[\frac{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_2^2}{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_1^2} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (1.35)$$

Flujo isentrópico en tobera convergente divergente:

Para el análisis de una tobera convergente divergente por la que pasa un flujo isentrópico y estacionario que viene directamente de la cámara de combustión (Ver Figura 1-4), se puede asumir que las propiedades de flujo a la salida de la cámara son las mismas que a la entrada de la tobera. Dado que la velocidad de flujo en la cámara de combustión es pequeña y la temperatura es alta, la relación isentrópica entre la presión estática y de estancamiento a la entrada de la tobera, ecuación (1.31), es igual a 1, por lo que $P_c = P_{o,c}$

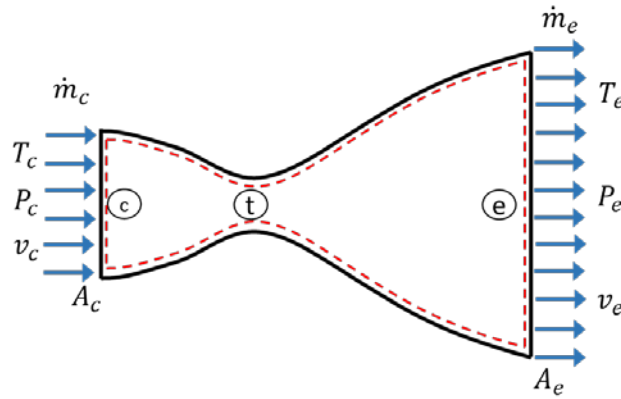


Figura 1-4 Flujo isentrópico unidimensional en una tobera convergente-divergente

Así mismo, aplicando la relación isentrópica para la salida de la tobera, se puede deducir una relación directa de presiones entre la cámara de combustión y la salida de la tobera.

$$\frac{P_c}{P_e} = \left[1 + \left(\frac{k_c - 1}{2}\right) M_e^2 \right]^{k_c/k_c - 1} \quad (1.36)$$

La relación de expansión de área $\epsilon = \frac{A_e}{A_t}$, es un parámetro común utilizado en el diseño de toberas. Aplicando esta relación para un caso ideal, en el que se tiene una expansión óptima de la tobera $P_e = P_{amb}$, y se considera que el Mach en la

garganta es igual a 1, la ecuación (1.35) se puede reescribir en función de la relación de expansión [11].

$$\epsilon = \frac{1}{M_e} \sqrt{\left[\left(\frac{2}{k+1} \right) \left(1 + \frac{k-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{(k-1)}}} \quad (1.37)$$

1.1.4 Motor cohete ideal

Para el diseño de un motor cohete, se suelen adoptar condiciones y/o suposiciones ideales de operación que permiten un análisis más simplificado del problema. Estas suposiciones pueden ser adaptadas al caso real mediante factores de corrección obtenidos de forma experimental, permitiendo así por medio de un modelo ideal representar el caso real. A continuación, se listan las suposiciones usualmente adoptadas para el diseño de un motor cohete ideal. [11]

- El flujo de trabajo (producto de la combustión) es homogéneo
- Las componentes del flujo se encuentran en estado gaseoso, toda componente líquida o sólida representa una cantidad despreciable en comparación a la cantidad de masa total del flujo.
- Las componentes del flujo obedecen a ley de gas perfecto
- No hay transferencia de calor a través de las superficies del motor cohete por lo que el flujo es adiabático
- El flujo se considera no viscoso y los efectos de capa límite en las fronteras son despreciables
- No hay ondas de choque, discontinuidades, en la tobera
- El flujo de propelentes es estacionario y estable. Los periodos transitorios de encendido y apagado son despreciables
- Los gases expulsados a la salida de la tobera tienen velocidad axial
- Las propiedades del gas como la velocidad, presión, temperatura y densidad son uniformes a lo largo de cualquier sección normal al eje de la tobera
- Se establece equilibrio químico en la cámara de combustión y la composición del gas no varía en la tobera

1.2 Objetivos

1.2.1 Objetivo general

- Diseñar un banco de pruebas de un motor cohete híbrido para realizar mediciones experimentales de parámetros típicos de rendimiento.

1.2.2 Objetivos específicos

- Definir la configuración conceptual del banco de pruebas a diseñar incluyendo los parámetros de rendimiento a evaluar.
- Determinar y cuantificar las cargas que se ejercen sobre el motor y la estructura del banco de pruebas.
- Realizar el cálculo mecánico de los componentes que hacen parte del banco de pruebas y selección de partes disponibles comercialmente.
- Proponer la instrumentación necesaria para la medición de los parámetros de rendimiento seleccionados de fácil adaptación a un sistema de control típico para un banco de pruebas de este tipo.
- Realizar los planos de detalle del banco de pruebas

Para lograr un adecuado diseño de un banco de pruebas de MCH, el primer paso que se dio para abordar la temática fue examinar bibliográficamente las características en común presentes en diferentes bancos de pruebas (BP). Con base en esto, se definieron los elementos esenciales con los que debe contar la bancada y las mediciones experimentales básicas a llevar a cabo en el banco. Seguidamente se escogió un conjunto de propelentes a utilizar en los ensayos experimentales del banco, y en relación a estos se establecieron ciertas consideraciones y límites de operación para el banco de pruebas. Finalmente se propuso un modelo conceptual de MCH que fuera correspondiente a las condiciones ya establecidas para el banco de pruebas. Por medio del siguiente mapa conceptual se presenta el paso a paso metodológico para el diseño conceptual.

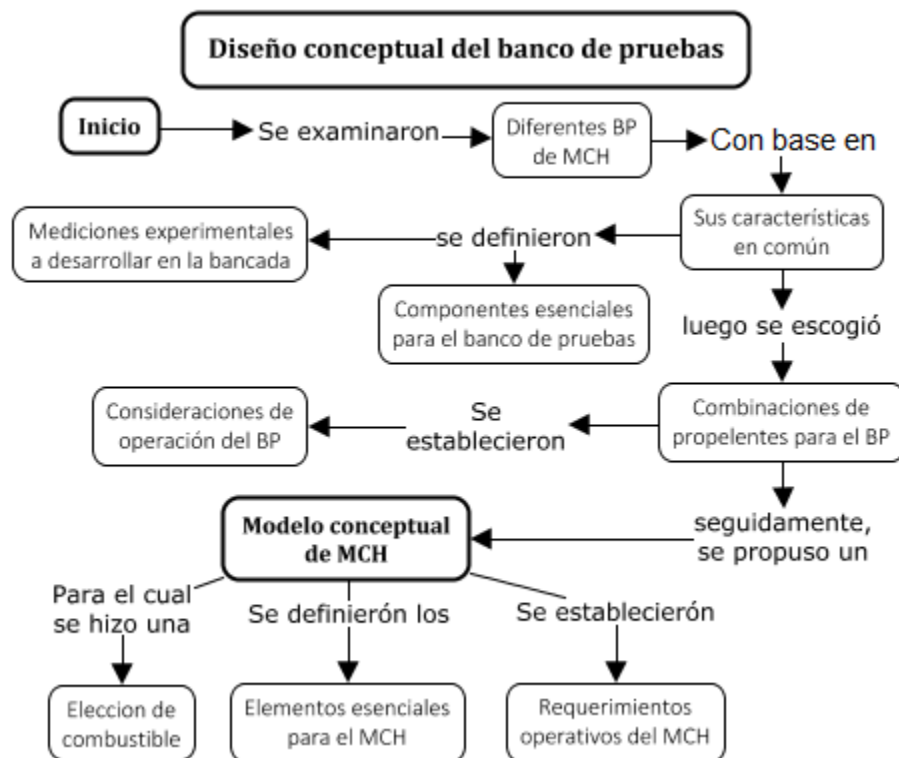
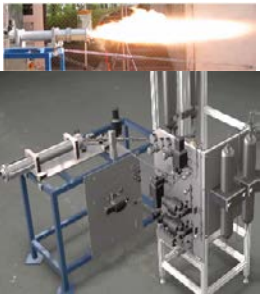
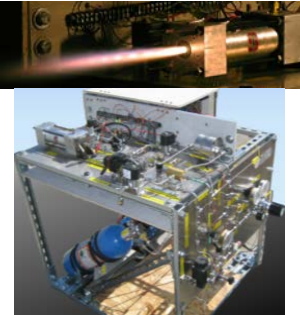
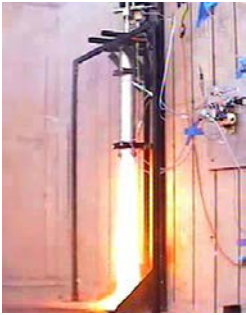
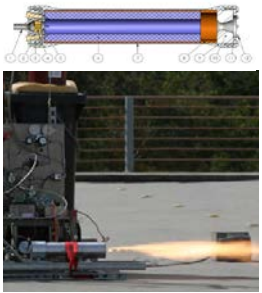
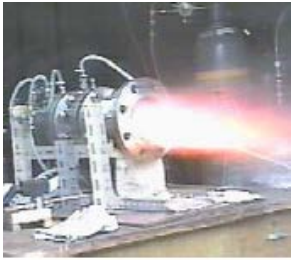


Figura 2-1 Metodología para el diseño conceptual del banco de pruebas

2.1 Diseño Conceptual del Banco de Pruebas

Inicialmente se hizo una revisión bibliográfica de distintos proyectos relacionados con el uso experimental de bancos de prueba para MCH. Por medio de la tabla a continuación se describen algunas de las características más representativas de algunos bancos de prueba y sus motores cohete.

Tabla 2.1 Bancos de prueba de MCH

Nombre	HYPER[21]	Matador[22]	HRM-900-BM[23]
Universidad	TUM University	Stanford University	Purdue University
Imagen			
Propelentes	N2O - HTPB	N2O – HTPB, PMMA, HDPE	H2O2 - LDPE
Empuje	1 kN	450 N	4 kN
Diámetro grano	-	2 in	5 in
Longitud grano	-	10 in	24 in
P_c	290 psi	300 - 660 psi	400 psia
P_T	800 psi	1050 psi	550 psi
Tiempo ensayo	10 segundos	3 a 15 segundos	10 segundos
Nombre	2 nd Stage MAV[24]	MONSTER [25]	CAMUI [26]
Universidad	Stanford University	Utah State University	Hokkaido University
Imagen			
Propelentes	N2O - Parafina	N2O - Parafina	LOX – PMMA
Empuje	-	450 N	600 N
Diámetro grano	3 in	3 in	-
Longitud grano	12 in	14 in	14 in
P_c	375 psi	450 psi	400 psi
P_T	525 psi	820 psi	-
Tiempo ensayo	3 a 10 segundos	3 segundos	3,5 segundos

A pesar de las diferentes características que hay entre las bancadas experimentales para MCH, se observó que en general las bancadas tienen ciertos componentes y mediciones en común. Por lo que el banco de pruebas que se desea diseñar también debe incluir estos elementos y mediciones. A continuación, se hace una breve descripción de las componentes y mediciones esenciales que debe tener el banco de pruebas.

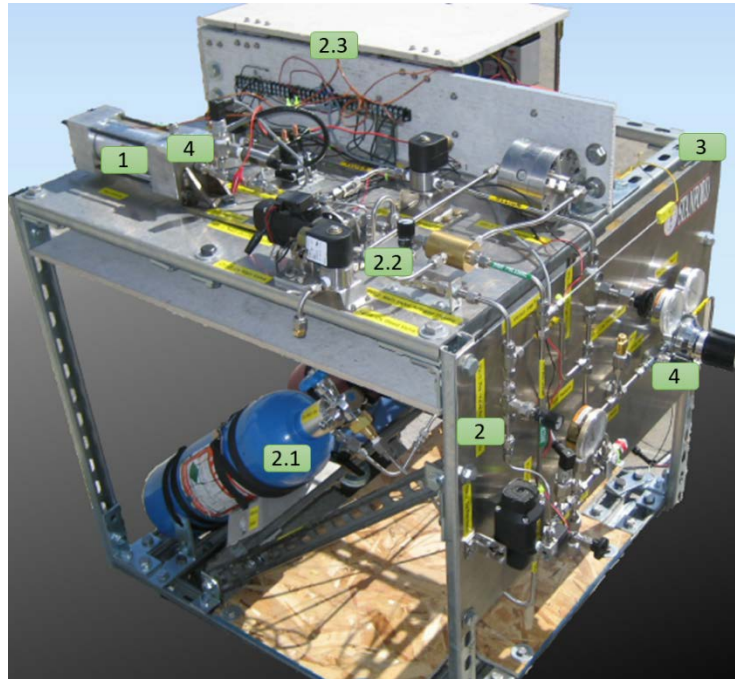


Figura 2-2 Banco de pruebas para MCH típico de 100 lbf de empuje [22]

1. *Motor cohete tipo híbrido*: Sistema de propulsión que genera empuje de la combustión y aceleración de propelentes que inicialmente se encuentran en diferentes estados.
2. *Sistema Neumático*: Sistema de ductos, tanques, y accesorios que almacenan, presurizan, adecuan y regulan el flujo de oxidante
 - 2.1 *Tanques a presión (para oxidante y posible gas presurizante)*
 - 2.2 *Válvulas actuadoras*
 - 2.3 *Caja de mando o control*
3. *Bancada o Stand de soporte*: Estructura mecánica que fija y asegura los elementos del banco de pruebas
4. *Instrumentación y metrología*: Se refiere a los elementos usados para la medición experimental del sistema. Dentro de las mediciones habituales para un banco de pruebas, se destacan las mediciones de:
 - 4.1 *La fuerza de empuje por medio de una celda de carga*
 - 4.2 *La presión en el tanque y la cámara de combustión*
 - 4.3 *La masa y/o caudal de propelentes*

2.1.1 Combinación de propelentes

Con base en diferentes combinaciones de propelentes que tenían ciertas características en común, se establecieron los requerimientos que debía cumplir el banco de pruebas para su adecuado manejo y uso.

Los combustibles utilizados para MCH generalmente son sustancias poliméricas (alto contenido de hidrocarburos) que a temperatura ambiente se encuentran en estado sólido y tienen bajos niveles de flamabilidad. Como ejemplo de combustibles para un MCH, se tiene el polietileno (PE), polibutadieno (PB), poliestireno (PS), poliuretano, polimetilmetacrilato (PMMA), entre otros. Actualmente el Polibutadieno hidroxiterminado (HTPB) es uno de los combustibles más usados en MCH debido a su bajo costo, disponibilidad comercial y seguridad[8]. De igual forma la cera parafina se ha popularizado gracias a que tiene una mejor tasa de regresión que muchos otros polímeros [27]. Adicionalmente también se ha explorado el uso de aditivos (como polvos metálicos) en los granos de combustible polimérico, con el fin de mejorar las propiedades de rendimiento del motor cohete[8].

Los oxidantes normalmente implementados en MCH suelen ser los mismos que se usan en motores cohete líquidos, como por ejemplo está el oxígeno (O_2) en fase gaseosa (GOX) y en fase líquida (LOX), el peróxido de hidrógeno (H_2O_2), el óxido nitroso (N_2O), Tetróxido de dinitrógeno (N_2O_4), ácido nítrico (HNO_3), entre otros. Siendo el oxígeno 100% oxidante no siempre se reconoce como la mejor opción de oxidante para un MCH, ya que a temperatura ambiente se encuentra en fase gaseosa, y su flujo másico tiende a ser muy inferior al que pudiera tener otro oxidante en fase líquida. Por otro lado, el uso de LOX requiere de un sistema que opere a condiciones criogénicas lo que eleva la complejidad del sistema de inyección y así mismo el presupuesto necesario para su implementación. Dentro de los oxidantes comúnmente utilizados en MCH se destaca el N_2O gracias a su baja toxicidad, almacenabilidad a temperatura ambiente y su condición de auto presurización. Por esta razón se escogió el N_2O como el oxidante más propicio para el banco de pruebas a diseñar. A continuación, se presentan las combinaciones de propelentes escogidos como base para el diseño del banco de pruebas.

Tabla 2.2 Combinaciones de propelentes escogidos para el banco de pruebas

(HDPE) Polietileno de alta densidad – (N_2O) Óxido nitroso
(PVC) Policloruro de vinilo – (N_2O) Óxido nitroso
(PMMA) Polimetilmetacrilato – (N_2O) Óxido nitroso
(HTPB) Polibutadienohidroxiterminado – (N_2O) Óxido nitroso
(C_nH_{2n+2}) Cera Parafina – (N_2O) Óxido nitroso

Propiedades del Óxido Nitroso

En estado gaseoso es conocido como el gas de la risa y es medicamento utilizado como anestésico y analgésico. La exposición al N_2O puede provocar alteraciones al sistema nervioso, cardiovascular, hepático, reproductivo y ocasionar asfixia, por lo que es considerado como una sustancia levemente tóxica.[28]

El N_2O tan sólo aporta el 36,4% de su masa como oxidante, por lo que aparentemente no sería la mejor opción al compararlo con el LOX. Sin embargo, su descomposición exotérmica en N_2 y O_2 libera 82kJ/mol de energía en forma de calor, potenciando así el rendimiento que entrega como propelente. Esta ventaja de igual forma representa un riesgo para su operación y almacenamiento ya que la descomposición del N_2O puede ser propiciada por algún material presente en el tanque o sistema de descarga que actúe como catalizador, lo que podría llevar a una sobrepresión y posible explosión del volumen que lo almacena [28], [29].

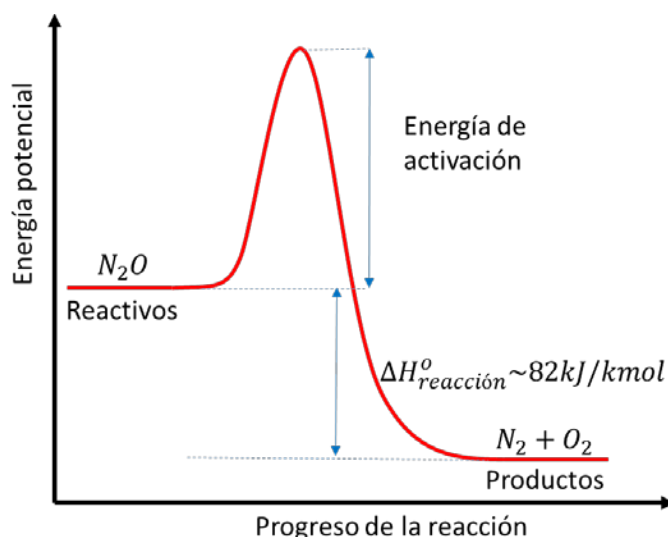


Figura 2-3 Descomposición química del N_2O [29]

En sistemas de propulsión híbrido el N_2O es comúnmente utilizado gracias a sus beneficios como: su bajo costo (producto industrial bastante comercializado), su propiedad autopresurizante (efecto propicio durante la descarga del tanque), y la posibilidad de almacenarse en estado líquido a temperatura ambiente. Sin embargo, en zonas geográficamente cálidas se recomienda mantener refrigerado ya que alcanza su estado crítico a una temperatura de tan solo 36.5°C. En la tabla a continuación, se listan algunas de sus propiedades físico-químicas.

Tabla 2.3 Propiedades físico-químicas del N_2O [28]

Punto de fusión	- 90,86	°C
Punto de ebullición	- 88,48	°C
Masa molar	44,013	kg/kmol
Temperatura crítica	36,5	°C
Presión crítica	1053,7	psi
Densidad crítica	452	kg/m3
Entalpía de formación	82087,5 (25°C)	kJ/kmol
Presión de vapor	816 (25°C)	psi

2.1.2 Consideraciones de operación del banco de pruebas:

En el diseño del banco de pruebas, se tuvieron en cuenta las siguientes consideraciones para un adecuado funcionamiento del sistema:

- Los elementos del banco de pruebas deben de estar fijos a una base estructural que permanezca estática durante el accionamiento del motor, y pueda soportar las cargas mecánicas provenientes de los diferentes componentes del banco.
- El tanque de oxidante debe tener la capacidad volumétrica suficiente para suministrar la cantidad necesaria de óxido nitroso ante las distintas configuraciones de MCH.
- Con el fin de evitar cavitación durante la descarga de oxidante, las tuberías, válvulas y demás elementos de la línea hacia la cámara de combustión, deben causar la menor caída de presión posible. De igual forma, se recomienda refrigerar el oxidante para disminuir su presión de saturación y luego presurizar el tanque con helio, esto previamente a la descarga del sistema de inyección.
- Dada una mezcla bifásica en el tanque de oxidante (líquido + gas), la descarga de oxidante hacia la cámara de combustión debe salir de la sección inferior del tanque. El gas presurizante debe inyectarse por la sección superior del tanque para evitar burbujeo durante la presurización,
- Para evitar procesos reactivos indeseados durante la descarga de oxidante, los materiales y componentes del sistema de inyección deben escogerse conforme a que no sean reactivos ni catalíticos al interactuar con el oxidante.
- Ante la baja temperatura crítica del óxido nitroso, el tanque de oxidante debe ser colocado en la dirección opuesta a la salida de la llama del motor cohete con el fin de evitar el calentamiento de oxidante durante la descarga.
- El sitio de almacenamiento de propelentes y operación del banco de pruebas debe estar protegido de la radiación solar y demás efectos atmosféricos. Así mismo, debe ser un espacio aireado con ambiente para evitar la retención de gases (gases de combustión, oxidante, presurizante).
- El sistema de inyección debe purgarse con gas no reactivo (Nitrógeno) antes y después de la descarga de oxidante. Esto con el fin de limpiar el sistema de inyección de posibles partículas que sean catalíticas o reactivas al contacto con el oxidante y evitar algún tipo de propagación de llama no deseada después del accionamiento del MCH. De igual forma este gas sirve para despejar la línea de descarga de elementos que causen obstrucción.

- Con base en las mediciones experimentales del banco de pruebas, se deben poder calcular ciertos parámetros de rendimiento del motor cohete como su impulso específico, la eficiencia de la combustión y el factor de corrección de empuje.
- Por medio del banco de pruebas se debe poder hacer la medición de distintos parámetros experimentales como la presión y temperatura en el tanque de oxidante, la presión en cámara de combustión, el flujo másico de oxidante y la fuerza de empuje del motor cohete.

Con base en las características operativas de diferentes bancadas experimentales, se establecieron ciertas condiciones de operación habituales que se acataron como los requisitos para el diseño de la bancada experimental.

Tabla 2.4 Condiciones de operación del banco de pruebas

Parámetro		Unidad	Valor
Empuje máximo	F	N	3000
Presión máxima en tanque	P_T	psi	1500
Diámetro máximo motor	D_{ex}	cm	15
Longitud máxima motor	L	cm	50
Volumen tanque principal de oxidante	V_T	cm ³	15000

2.2 Diseño Conceptual de MCH

Como parte del diseño del banco de pruebas, se propuso un diseño básico de motor cohete que se ajustara a las consideraciones de diseño ya establecidas. Esto con el fin de poder iniciar ensayos básicos de MCH una vez construida la bancada.

A continuación, se presenta el diseño conceptual del motor cohete híbrido en el que se definen los componentes básicos del motor, el combustible adecuado, y ciertas condiciones operativas correspondientes a los límites ya establecidos para el banco.

Generalmente la mayoría de MCH cuenta con los mismos elementos en común, y cada uno de estos desempeña una función específica dentro del motor cohete. Por medio de la siguiente figura se presenta el modelo básico propuesto de MCH, y se hace una breve descripción cada componente.

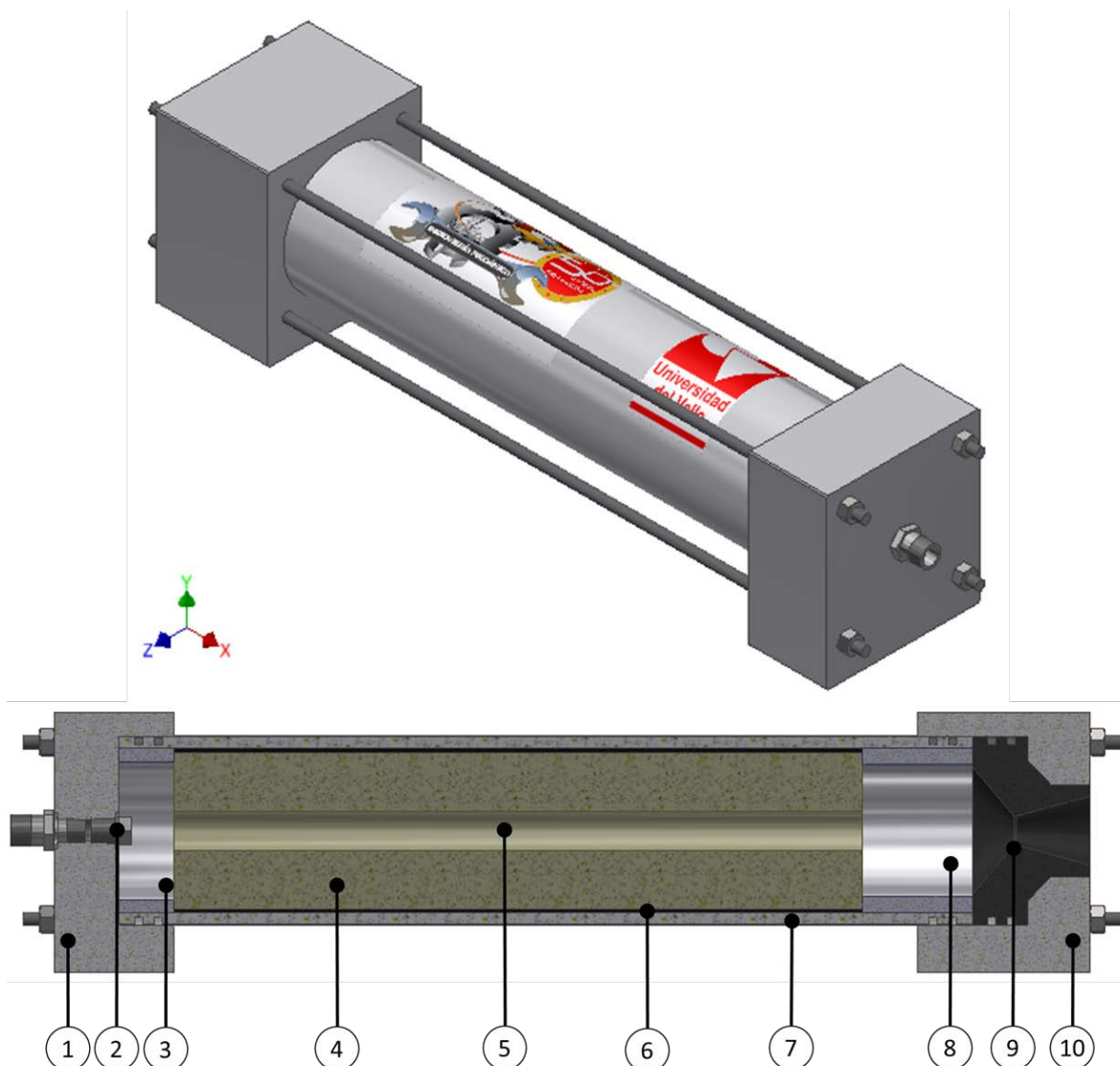


Figura 2-4 Modelo básico del MCH. 1) Tapa anterior, 2) Inyector, 3) Pre-cámara, 4) Grano de combustible, 5) Cámara o puerto de combustión, 6) Aislante térmico, 7) Carcasa de motor, 8) Post-cámara, 9) Tobera, 10) Tapa posterior

1. *Tapa anterior*: Permite el sellamiento e integración de distintas componentes del motor cohete
2. *Inyector*: Es un elemento neumático adherido a la entrada del MCH, cuya principal función es conducir y atomizar el oxidante de forma uniforme dentro de la cámara de combustión, con el fin de facilitar la posterior mezcla oxidante-combustible
3. *Cámara de pre-combustión*: Es la zona donde se dispersa y se termina de vaporizar el oxidante que ha ingresado al MCH.
4. *Grano de combustible*: Configuración geométrica (generalmente cilíndrica) del combustible en estado sólido.
5. *Puerto de combustión*: Es la sección en la que se mezclan los propelentes (oxidante y combustible) y se desencadena la combustión de esta mezcla cuando se alcanza la temperatura de ignición.
6. *Aislante térmico*: Se refiere a la capa de aislante que separa la zona de combustión que se encuentra a altas temperaturas y protege térmicamente a la carcasa exterior del MCH
7. *Carcasa de motor*: Es el armazón exterior del MCH que contiene junto con las tapas las distintas componentes del motor.
8. *Cámara de post-combustión*: Es una sección en la que los propelentes que no han reaccionado aún pueden hacer combustión antes de su expulsión del motor cohete híbrido.
9. *Tobera*: Es la sección por donde salen los gases producto de la combustión. Su principal función es expandir y acelerar estos gases proporcionando, para generar el empuje del motor.
10. *Tapa posterior*: Al igual que la tapa anterior, permite el sellamiento del MCH.

Una vez ensamblado el MCH en el banco de pruebas, requiere de un flujo másico de oxidante junto con una fuente de calor para iniciar el proceso de combustión. Por lo cual, se propuso desencadenar la reacción química dentro de la cámara por medio de un ignitor pirotécnico (fuente de calor) ubicado en la pre-cámara, el cual es accionado eléctricamente por medio de un cable que sale por la tobera del motor y llega a la caja de mando. Este tipo de accionamiento simplifica el diseño del motor dándole mayor hermetismo y seguridad a la cámara de combustión. Adicionalmente, se escogió implementar un inyector previamente caracterizado de forma experimental para un flujo másico de oxidante (N_2O), con el fin de tener una adecuada predicción del flujo másico de oxidante en el modelamiento del motor.

2.2.1 Elección de combustible para el MCH

Tomando como referencia las combinaciones de propelentes ya definidas para el banco de pruebas, se escogió un combustible para MCH que al mezclarse con el óxido nitroso, formasen la mezcla más propicia y conveniente a ser implementada en la bancada experimental de la Universidad del Valle.

Para esto, se les dio un determinado peso a los factores más influyentes a tener en cuenta para una efectiva implementación del banco de pruebas (ver Tabla 2.5), y seguidamente se calificó numéricamente (de 0 a 10) cada factor para cada combinación de propelentes.

Tabla 2.5 Factores influyentes en la implementación del banco de pruebas

Factores influyentes	PESO
Disponibilidad de propelentes a nivel regional y nacional	20%
Nivel de toxicidad y contaminación producto de la combustión	10%
Seguridad y almacenabilidad de propelentes a temperatura ambiente	25%
Impulso Específico y Velocidad característica	10%
Fabricación de Grano de combustible	8%
Costo de propelentes	12%
Tasa de Regresión	15%
TOTAL	100%

Al comparar los puntajes obtenidos de todas las posibles combinaciones de propelentes, siendo la cera parafina el combustible con mayor puntaje, se escogió como la opción más conveniente para la bancada experimental en la Universidad del Valle. El diseño básico del MCH se basó en esta elección.

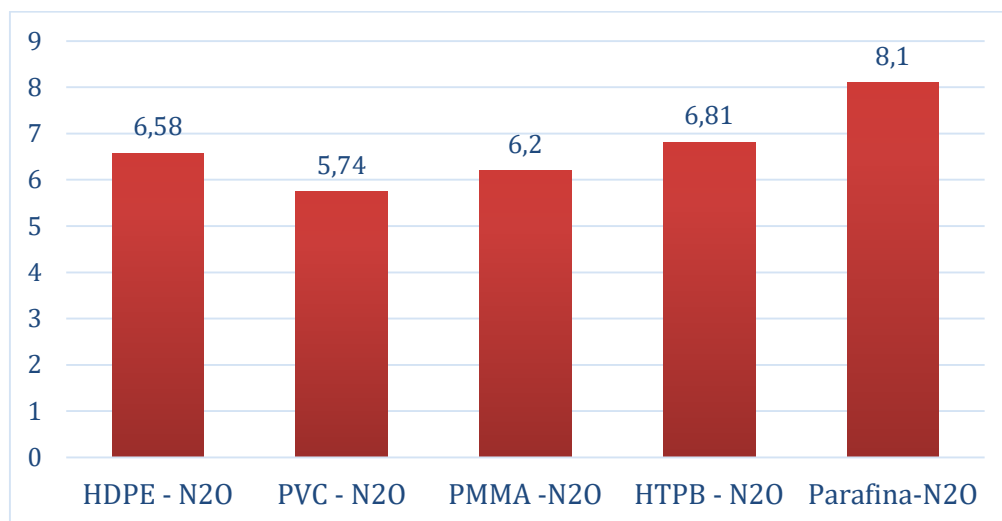


Figura 2-5 Comparación entre posibles combinaciones de propelentes

De la figura anterior cabe anotar que las demás combinaciones de propelentes obtuvieron un puntaje cercano al de la combinación escogida. Por lo que los otros combustibles no se descartan como posibles opciones de propelentes para el banco de pruebas. Por el contrario, a futuro se recomienda estudiar diseños de MCH basados en estas combinaciones de propelentes.

Cera Parafina

El término cera parafina se refiere generalmente a una mezcla de hidrocarburos que se encuentran en estado sólido a temperatura ambiente, en la que predomina principalmente cadenas ramnificadas de alcanos parafínicos de composición C_nH_{2n+2} junto a cadenas cíclicas de isoalcanos de composición C_nH_{2n} [30].

Las ceras parafinas generalmente se pueden agrupar en dos grupos conforme a su estructura cristalina. Pueden ser categorizadas como macrocristalinas (bajas

cantidades de isoalcanos, composiciones de $C_{18} \rightarrow C_{30}$) con un punto de fusión entre 40 y 60°C, o microcristalinas (grandes cantidades de isoalcanos, composiciones de $C_{40} \rightarrow C_{55}$) con un punto de fusión entre 60 y 90°C [30]. En los últimos años el uso de cera parafina como propelente de MCH se ha popularizado, gracias a que tiene una tasa de regresión hasta 4 veces mayor a la de otros combustibles comunes en MCH [13], [32].

Para el diseño básico del MCH se trabajó con un conjunto de propiedades químicas ya reportadas para un tipo de cera parafina [12].

Tabla 2.6 Propiedades fisicoquímicas cera parafina [12][19]

Punto de fusión	339.6	K
Punto de ebullición	727.4	K
Masa molar	432.8	kg/kmol
Densidad fase sólida	930	kg/m ³
Entalpía de formación	-697200	kJ/kmol
Viscosidad	0.65	mPa-s
Conductividad térmica (líquido)	0.12	W/mK

2.2.2 Requerimientos operativos del MCH

Una vez escogido el combustible, se establecieron ciertos requerimientos mínimos de operación para el MCH. Siendo este motor cohete precursor dentro de la Escuela de Ingeniería Mecánica (EIME - Univalle), se fijaron requerimientos que fueran moderados. Esto con el fin de poder iniciar de una forma más segura y prudente los ensayos experimentales en la bancada una vez haya sido construida.

Como requerimientos mínimos de operación para el motor se espera que la presión en la cámara de combustión llegue a los 250 psi y se obtenga un empuje en el motor de por lo menos 150 N. Por medio de la siguiente tabla, se presentan los requerimientos operativos que se establecieron para el motor.

Tabla 2.7 Requerimientos operativos del MCH

Parámetro		Unidad	Valor
Empuje	F	N	150
Presión en cámara de combustión	P_c	psi	250
Diámetro puerto inicial	$D_{p,ini}$	cm	2.5
Longitud de grano	L_p	cm	10
Tiempo de mínimo de accionamiento	t	s	10

Con el fin de poder calcular el desempeño teórico, y cuantificar así las cargas operativas del MCH y su banco de pruebas, en este capítulo se plantea un modelo matemático de la operación del MCH junto con el sistema que lo integra al banco. Para este modelado se establecieron ciertas condiciones iniciales y se adoptó la suposición de motor cohete ideal (Sección 1.1.4). Por lo que no se tuvo en cuenta la influencia transitoria del encendido y apagado del motor, proceso que ocurre en un breve lapso temporal con baja incidencia en el rendimiento esperado y requiere de una alta complejidad para su análisis[8].

El modelamiento se basó en los procesos termodinámicos que ocurren en el periodo de tiempo desde que se comienza a descargar el oxidante líquido del tanque principal hasta que se agota (no se tiene en cuenta el vaciamiento de la mezcla de gases remanente en el sistema de inyección). El sistema modelado se dividió en tres distintos volúmenes de control (VC), a fin de abordar cada uno conforme al fenómeno físico que lo caracteriza. Para cada volumen de control, se llegó a una ecuación específica.

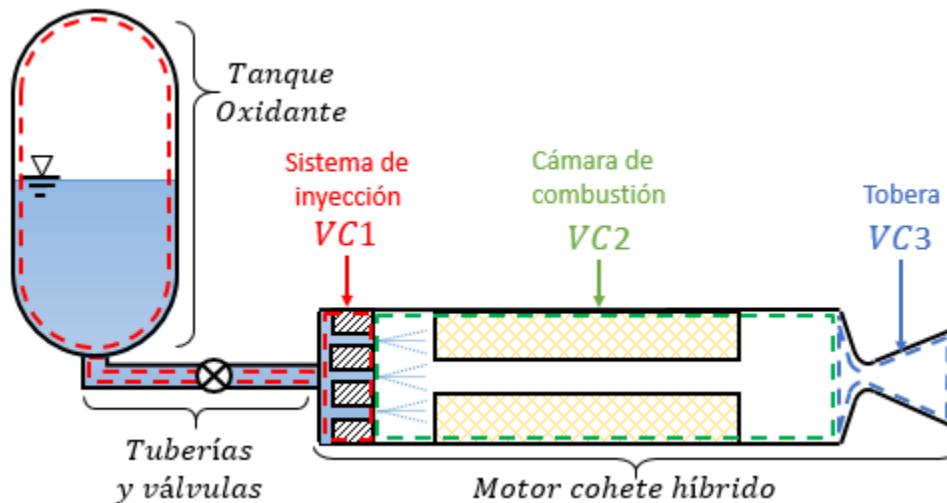


Figura 3-1 Esquema del sistema a modelar

Para solucionar los diferentes sistemas de ecuaciones y realizar demás cálculos necesarios durante el modelamiento matemático, se utilizó el software Wolfram Mathematica 10.4. Las propiedades termodinámicas de los reactivos y productos de la combustión se determinaron por medio del software CEA (Chemical Equilibrium with Applications) [33]. En la figura a continuación se hace una descripción conceptual de la metodología que se utilizó para el modelamiento del sistema.

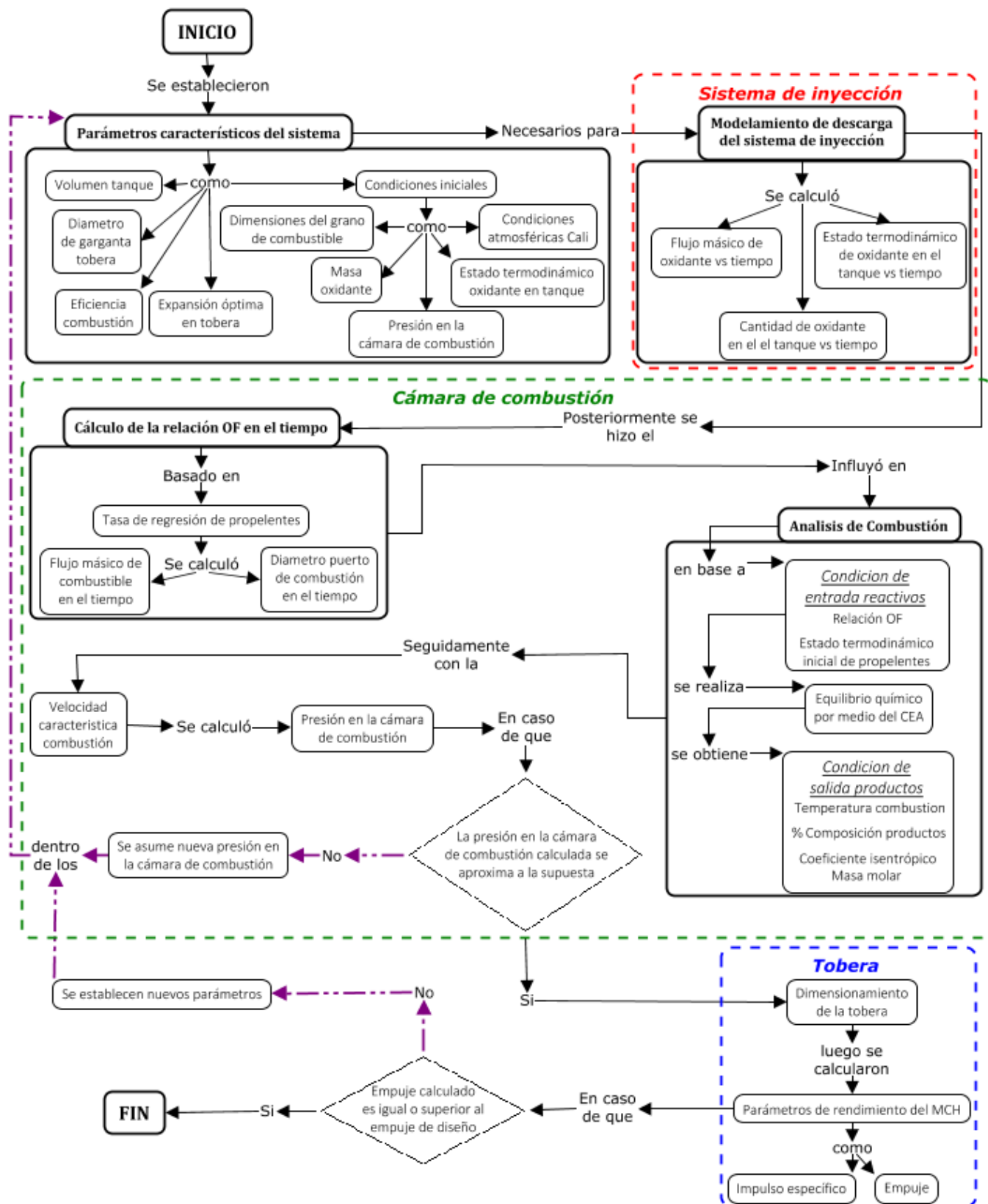


Figura 3-2 Mapa metodológico para el modelamiento del sistema

El modelamiento del MCH se demarcó con base en los requerimientos operativos del motor cohete junto con otros parámetros iniciales del sistema. Dentro de los cuales, cabe destacar el estado termodinámico inicial del N_2O en el tanque conforme a la referencia bibliográfica del inyector que se escogió (ver sección 3.1). En la siguiente tabla se presentan los parámetros tenidos en cuenta para el modelamiento.

Tabla 3.1 Parámetros iniciales del sistema

Parámetro		Unidad	Valor
Presión atmosférica Cali	P_{atm}	Pa	90800
Temperatura Cali	T_{atm}	°C	28
Masa inicial N_2O líquido	$m_{N_2O,l}$	kg	1
Volumen tanque	V_T	l	35
Presión en tanque	P_T	psig	705
Sobrepresión de Helio	-	psig	169
Temperatura inicial del tanque	T_T	k	281
Pérdidas de presión en el sistema de inyección	$P_{pérdidas}$	psi	20
Presión en cámara de combustión	P_c	psi	250
Eficiencia combustión	n_c	-	0.93
Diámetro inicial de puerto de combustión	$D_{p,ini}$	cm	2.5
Longitud de grano	L	cm	10
Diámetro garganta de la tobera	D_t	mm	7.8

Al modelar el sistema de inyección, se conoce el flujo másico de oxidante descargado en el tiempo, que junto con el tamaño de grano de combustible y los coeficientes balísticos de la mezcla de propelentes, permitieron determinar la variación de la relación OF, el tamaño del puerto de combustión y el flujo másico de la mezcla de propelentes en el tiempo.

Dada la relación OF y una presión en la cámara de combustión inicialmente supuesta, por medio del CEA se calcularon las propiedades de los productos de combustión. Con base en estas propiedades se evaluó la velocidad característica que junto con el flujo másico de productos y el diámetro de garganta de la tobera ya establecidos, permitieron calcular la presión de la cámara conforme a estas propiedades. Debido a que la presión calculada difería de la supuesta, se cambió este parámetro inicial en las condiciones del modelado y se volvió a evaluar nuevamente el flujo másico que se descarga del sistema de inyección, la relación OF y demás propiedades hasta nuevamente poder calcular la presión de la cámara de combustión. Este proceso iterativo se hizo hasta llegar a un valor de presión aproximado al supuesto.

Una vez ya definida las condiciones en la cámara combustión, se dimensionó la tobera convergente-divergente para un flujo isentrópico con expansión óptima a las condiciones atmosféricas de la ciudad de Cali. Con el sistema ya modelado y dimensionado, se calcularon los parámetros de rendimiento típico para MCH, como el empuje e impulso específico del motor.

3.1 Sistema de inyección

El modelamiento matemático de la descarga de oxidante se basó en la construcción y solución de un sistema de ecuaciones fundamentado en tres principios físicos. Los principios de conservación de masa, conservación de momentum lineal y la primera ley de la termodinámica (principio de conservación de la energía).

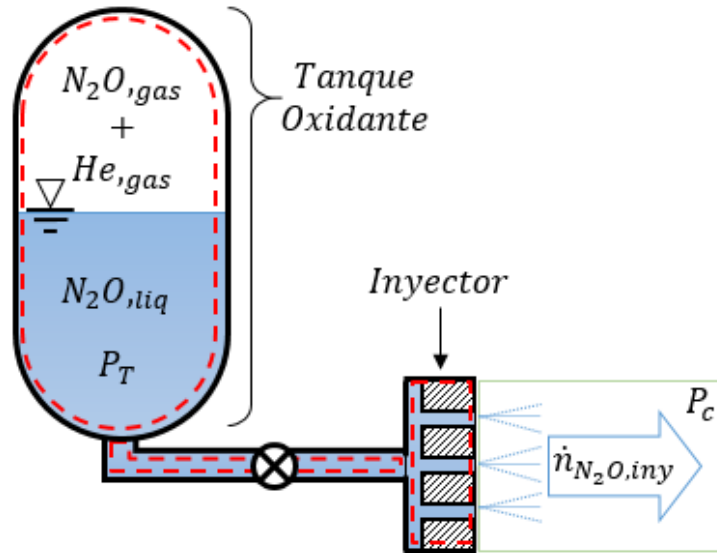


Figura 3-3 Esquema del sistema de inyección

Para modelar matemáticamente este sistema de ecuaciones, se asumió que:

- El sistema de inyección está aislado térmicamente, por lo que se lleva a cabo un proceso adiabático en el que no hay transferencia de calor a través de las paredes del tanque ni de la tubería y/o válvulas.
- El propelente permanece en equilibrio termodinámico durante el vaciado del tanque. Es decir que se conserva una uniformidad en la presión y temperatura dentro del volumen de control.
- La masa de gas inerte (He) permanece constante durante la descarga
- La mezcla ($N_2O_{,g} + He_{,g}$) obedece a la ley de gases perfectos.
- Gracias a la propiedad autopresurizante del óxido nitroso, se tiene equilibrio de fases durante el proceso de vaciado del tanque.
- La masa del tanque, válvulas, tubería y demás accesorios del sistema de inyección no hacen parte del sistema de ecuaciones a modelar

Para el modelamiento de la descarga del sistema de inyección, se tiene inicialmente un tanque de volumen V_T , que almacena oxidante (N_2O) y ha sido sobre-presurizado por medio de un gas inerte (He). De esta forma, una parte del volumen interno del tanque es ocupada por óxido nitroso en estado líquido (V_{liq}), mientras que la otra parte es ocupada por una mezcla homogénea de gases perfectos (V_{gas}).

$$V_T = V_{gas} + V_{liq} \quad (3.1)$$

Al aplicar la ecuación de gases ideales para la mezcla de gases en el tanque, se tiene:

$$P_T = \frac{n_{gas} R_u T_T}{V_{gas}} \quad (3.2)$$

$$V_T = \frac{n_{gas} R_u T_T}{P_T} + n_{N_2O,l} \bar{V}_{N_2O,l} \quad (3.3)$$

Donde R_u es la constante universal de gases ideales, n_{gas} es la suma molar de la mezcla de gases ($n_{N_2O,g} + n_{He,g}$), T_T y P_T son la temperatura y presión dentro del tanque respectivamente, y $\bar{V}_{N_2O,l}$ es el volumen molar del óxido nitroso en estado líquido.

Según el modelo de Dalton [17], la presión parcial del óxido nitroso en estado gaseoso ($P_{N_2O,g}$) es igual a su fracción molar en la mezcla de gases multiplicada por la presión total del recipiente en que se encuentra.

$$P_{N_2O,g} = x_{N_2O} P_T = \frac{n_{N_2O,g}}{n_{N_2O,g} + n_{He,g}} P_T \quad (3.4)$$

Gracias a la propiedad autopresurizante del óxido nitroso, por medio de la cual se asume que el equilibrio de fases líquido-gaseoso permanece durante el vaciado del tanque, al aplicar la ley de Raoult la presión parcial del óxido nitroso en estado gaseoso ($P_{N_2O,g}$) equivale a la presión de vapor o saturación del óxido nitroso en estado líquido.

$$P_{N_2O,g} = \frac{n_{N_2O,g}}{n_{N_2O,g} + n_{He,g}} P_T = P_{N_2O}^* \quad (3.5)$$

De forma que al reemplazar esta expresión en la ecuación 3.3, se tuvo:

$$V_T P_{N_2O}^* = n_{N_2O,g} R_u T_T + n_{N_2O,l} \bar{V}_{N_2O,l} P_{N_2O}^* \quad (3.6)$$

Seguidamente se derivó respecto al tiempo y después de reagrupar los términos, se obtuvo:

$$\begin{aligned} R_u \left(n_{N_2O,g} \frac{dT_T}{dt} + T_T \frac{dn_{N_2O,g}}{dt} \right) + \bar{V}_{N_2O,l} P_{N_2O}^* \frac{dn_{N_2O,l}}{dt} \\ = \left((V_T - n_{N_2O,l} \bar{V}_{N_2O,l}) \frac{dP_{N_2O}^*}{dT_T} - n_{N_2O,l} P_{N_2O}^* \frac{d\bar{V}_{N_2O,l}}{dT_T} \right) \frac{dT_T}{dt} \end{aligned} \quad (3.7)$$

De forma semejante, se aplicó la ecuación de conservación de la masa en el sistema de inyección de la figura 3-3, para obtener:

$$\frac{d}{dt}(n_{He,g} + n_{N_2O,g} + n_{N_2O,l}) = -\dot{n}_{N_2O,iny} \quad (3.8)$$

Donde $n_{N_2O,l}$ y $n_{N_2O,g}$ son la cantidad molar de óxido nitroso en estado líquido y gaseoso respectivamente. $\dot{n}_{N_2O,iny}$ es el flujo molar de oxidante que se descarga por el inyector hacia la cámara de combustión. Dado que la masa del helio permanece constante durante la descarga, se tiene que $\frac{d}{dt}n_{He,g} = 0$.

Al considerar el óxido nitroso en estado líquido como un fluido no viscoso e incompresible, del principio de conservación de momentum lineal se derivó la ecuación de Bernoulli para el sistema de inyección; en la que la potencia cuadrada de la velocidad en la superficie líquida del N_2O se despreció ($v_{sup}^2 \approx 0$) al igual que las componentes de energía potencial debido a la poca diferencia de altura entre la superficie líquida de N_2O y el inyector.

$$\frac{P_T}{\rho_{N_2O,l}} = \frac{v_{iny}^2}{2} + \frac{P_c}{\rho_{N_2O,l}} + \frac{P_{pérdidas}}{\rho_{N_2O,l}} \quad (3.9)$$

Reescribiendo la ecuación en función de la velocidad de descarga por el inyector, se tiene:

$$v_{iny} = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_{N_2O,l}}} \quad (3.10)$$

Donde $\Delta P = (P_T - P_{pérdidas} - P_c)$ es el diferencial de presión entre el tanque y la cámara de combustión. Sin embargo, esta velocidad de descarga o salida de oxidante se multiplica por un factor de descarga del inyector conocido como coeficiente de descarga C_d .

El flujo molar de una sustancia de densidad ρ que pasa a través de una sección transversal de área A , a una velocidad v se representa así:

$$\dot{n} = \frac{\dot{m}}{\bar{M}} = \frac{\rho v A}{\bar{M}} \quad (3.11)$$

Dado que $\bar{V}_{N_2O,l} = \bar{M}_{N_2O} / \rho_{N_2O,l}$, el flujo molar que sale por el inyector se puede escribir así:

$$\dot{n}_{N_2O,iny} = C_d A_{iny} \sqrt{\frac{2\Delta P}{\bar{M}_{N_2O} \bar{V}_{N_2O,l}}} \quad (3.12)$$

Al sustituir la ecuación 3.12 en la ecuación 3.8, se obtuvo lo siguiente:

$$\frac{d}{dt}n_{N_2O,g} + \frac{d}{dt}n_{N_2O,l} + C_d A_{iny} \sqrt{\frac{2\Delta P}{\bar{M}_{N_2O} \bar{V}_{N_2O,l}}} = 0 \quad (3.13)$$

$$\frac{d}{dt}n_{N_2O,g} + \frac{d}{dt}n_{N_2O,l} + C_d A_{iny} \sqrt{\frac{2(P_T - P_{p\acute{e}rdidas} - P_C)}{\bar{M}_{N_2O} \bar{V}_{N_2O,l}}} = 0 \quad (3.14)$$

El coeficiente de descarga C_d es un factor característico del sistema de inyección que varía no solo por la geometría del inyector sino también conforme las propiedades del fluido que se descarga como su temperatura, presión, entre otros. Para un buen modelamiento de la descarga del sistema de inyección, se escogió un inyector cuyo desempeño (Flujo másico, C_d) ya hubiera sido caracterizado experimentalmente para un determinado rango de operaciones. El inyector escogido (inyector #3 [34]) en su ensayo experimental se caracterizó por tener un $C_d = 0.77$ constante y un flujo másico de comportamiento parabólico en función del ΔP conforme a la ecuación 3.12; esto para todo ΔP menor o similar a 200 *psi* a una temperatura y presión inicial del tanque de 281K y 705psi (con 169 *psi* de sobrepresión por Helio). No obstante, para un $\Delta P \gtrsim 200$ *psi* el C_d disminuye con el incremento del diferencial de presión y el flujo másico llega a un valor máximo ($\dot{m}_{max} \approx 0.0673$ *kg/s*) y constante a pesar del incremento del ΔP . Por lo que para el modelamiento se tuvo presente que:

$$0 = \frac{d}{dt}n_{N_2O,g} + \frac{d}{dt}n_{N_2O,l} + \begin{cases} \dot{m}_{max}/\bar{M}_{N_2O} & \text{si } \Delta P \geq 200\text{psi} \\ C_d A_{iny} \sqrt{\frac{2(P_T - P_{p\acute{e}rdidas} - P_C)}{\bar{M}_{N_2O} \bar{V}_{N_2O,l}}} & \text{si } \Delta P < 200\text{psi} \end{cases} \quad (3.15)$$

Posteriormente se hizo un balance de energía del sistema de inyección a través de la primera ley de la termodinámica. Al despreciar la transferencia de calor hacia el sistema junto a cualquier trabajo externo, se llegó a la siguiente expresión:

$$\frac{d}{dt}(n_{N_2O,l}\bar{U}_{N_2O,l} + n_{N_2O,g}\bar{U}_{N_2O,g} + n_{He,g}\bar{U}_{He,g}) = -\dot{n}_{N_2O,iny}\bar{H}_{N_2O,l} \quad (3.16)$$

Donde $\bar{U}_{N_2O,l}$ y $\bar{U}_{N_2O,g}$ son la energía interna molar del óxido nitroso en estado líquido y gaseoso respectivamente, $\bar{U}_{He,g}$ es la energía interna molar del Helio y $\bar{H}_{N_2O,l}$ es la entalpía molar del óxido nitroso líquido. Dado a que $\frac{d}{dt}n_{He,g} = 0$, al reemplazar la ecuación 3.8.

$$\frac{d}{dt}(n_{N_2O,l}\bar{U}_{N_2O,l} + n_{N_2O,g}\bar{U}_{N_2O,g} + n_{He,g}\bar{U}_{He,g}) = \left(\frac{d}{dt}n_{N_2O,g} + \frac{d}{dt}n_{N_2O,l}\right)\bar{H}_{N_2O,l} \quad (3.17)$$

Seguidamente al derivar y reacomodar los términos, se tuvo que:

$$n_{N_2O,l} \frac{d}{dt} \bar{U}_{N_2O,l} + \frac{d}{dt} n_{N_2O,l} \bar{U}_{N_2O,l} + n_{N_2O,g} \frac{d}{dt} \bar{U}_{N_2O,g} + \frac{d}{dt} n_{N_2O,g} \bar{U}_{N_2O,g} + n_{He,g} \frac{d}{dt} \bar{U}_{He,g} = \frac{d}{dt} n_{N_2O,l} \bar{H}_{N_2O,l} + \frac{d}{dt} n_{N_2O,g} \bar{H}_{N_2O,l} \quad (3.18)$$

$$n_{N_2O,l} \frac{d\bar{U}_{N_2O,l}}{dT_T} \frac{dT_T}{dt} + n_{N_2O,g} \frac{d\bar{U}_{N_2O,g}}{dT_T} \frac{dT_T}{dt} + n_{He,g} \frac{d\bar{U}_{He,g}}{dT_T} \frac{dT_T}{dt} = \frac{d}{dt} n_{N_2O,l} (\bar{H}_{N_2O,l} - \bar{U}_{N_2O,l}) + \frac{d}{dt} n_{N_2O,g} (\bar{H}_{N_2O,g} - \bar{U}_{N_2O,g}) \quad (3.19)$$

El calor específico de una sustancia a volumen constante C_V se puede representar como la variación entre la energía interna de dicha sustancia respecto a su temperatura para un volumen constante $\left(\frac{dU}{dT}\right)_V = C_V = \bar{C}_V \bar{M}$. Donde $\bar{C}_V$ es el calor molar a volumen constante. Para un fluido incompresible $\left(\frac{dU}{dT}\right)_V = C_V = C_P = \bar{C}_P \bar{M}$. Donde $\bar{C}_P$ es el calor molar a presión constante, por lo que al reescribir la ecuación 3.19 se llegó a:

$$n_{N_2O,l} \bar{C}_{P_{N_2O,l}} \frac{dT_T}{dt} + n_{N_2O,g} \bar{C}_{V_{N_2O,g}} \frac{dT_T}{dt} + n_{He,g} \bar{C}_{V_{He,g}} \frac{dT_T}{dt} = \frac{d}{dt} n_{N_2O,l} (\bar{H}_{N_2O,l} - \bar{U}_{N_2O,l}) + \frac{d}{dt} n_{N_2O,g} (\bar{H}_{N_2O,g} - \bar{U}_{N_2O,g}) \quad (3.20)$$

Donde $\bar{C}_{P_{N_2O,l}}$ es el calor molar a presión constante del óxido nitroso en estado líquido, $\bar{C}_{V_{N_2O,g}}$ es el calor molar a volumen constante del óxido nitroso en estado gaseoso y $\bar{C}_{V_{He,g}}$ es el calor molar a volumen constante del helio en estado gaseoso. La entalpía de vaporización de una sustancia básicamente se define como la diferencia de entalpías entre su fase gaseosa y la líquida ($\Delta \bar{H}_{N_2O,g} = \bar{H}_{N_2O,g} - \bar{H}_{N_2O,l}$). Al reemplazar esta relación en el último término de la ecuación anterior, se tiene:

$$\left(n_{N_2O,l} \bar{C}_{P_{N_2O,l}} + n_{N_2O,g} \bar{C}_{V_{N_2O,g}} + n_{He,g} \bar{C}_{V_{He,g}} \right) \frac{dT_T}{dt} = \frac{d}{dt} n_{N_2O,l} (\bar{H}_{N_2O,l} - \bar{U}_{N_2O,l}) + \frac{d}{dt} n_{N_2O,g} (\bar{H}_{N_2O,g} - \Delta \bar{H}_{N_2O,g} - \bar{U}_{N_2O,g}) \quad (3.21)$$

Gracias a la definición de entalpía $h = u + Pv$, de la anterior ecuación se obtiene:

$$\left(n_{N_2O,l} \bar{C}_{P_{N_2O,l}} + n_{N_2O,g} \bar{C}_{V_{N_2O,g}} + n_{He,g} \bar{C}_{V_{He,g}} \right) \frac{dT_T}{dt} = \frac{d}{dt} n_{N_2O,l} (P_T \bar{V}_{N_2O,l}) + \frac{d}{dt} n_{N_2O,g} (P_T \bar{V}_{N_2O,g} - \Delta \bar{H}_{N_2O,g}) \quad (3.22)$$

Posteriormente al aplicar en el último término la definición de gas ideal $P_T \bar{V}_{N_2O,g} = R_u T_T$, se llegó a la última ecuación para modelar el sistema de inyección.

$$\begin{aligned} & \left(n_{N_2O,l} \bar{C}_{P_{N_2O,l}} + n_{N_2O,g} \bar{C}_{V_{N_2O,g}} + n_{He,g} \bar{C}_{V_{He,g}} \right) \frac{dT_T}{dt} \\ & = \frac{d}{dt} n_{N_2O,l} (P_T \bar{V}_{N_2O,l}) + \frac{d}{dt} n_{N_2O,g} (R_u T_T - \Delta \bar{H}_{N_2O,g}) \end{aligned} \quad (3.23)$$

Por medio de las ecuaciones 3.7, 3.15 y 3.23 se construyó un sistema de tres ecuaciones con tres incógnitas en común $\left(\frac{dT_T}{dt}, \frac{d}{dt} n_{N_2O,l}, \frac{d}{dt} n_{N_2O,g} \right)$, que se resolvió por medio del método Runge-Kutta 4to orden aplicado en Wolfram Mathematica. Las propiedades termodinámicas de las sustancias involucradas en el sistema de inyección dependientes de la temperatura $(\bar{p}_i(T), \bar{V}_i(T), P_i^*(T), \bar{C}_{V_i}(T), \bar{C}_{P_i}(T), \Delta \bar{H}_i(T))$ fueron tomadas de una fuente bibliográfica reconocida [35] para el cálculo y solución del sistema de ecuaciones.

Una vez solucionado el sistema de ecuaciones se pudieron determinar otras propiedades del sistema de inyección tomando como base la solución del sistema de ecuaciones. Al aplicar la relación para gases ideales (Ecuación 3.2), se pudo calcular la presión en el tanque de N_2O durante la descarga:

$$P_T(t) = \frac{n_{gas} R_u T_T}{V_{gas}} = \frac{(n_{N_2O,g}(t) + n_{He,g}(t)) R_u T_T(t)}{V_T - n_{N_2O,l}(t) \bar{V}_{N_2O,l}(T_T(t))} \quad (3.24)$$

De igual forma con base en la solución del sistema de ecuaciones se calculó el flujo másico temporal de óxido nítrico descargado por el inyector:

$$\dot{m}_{N_2O,iny}(t) = \begin{cases} \dot{m}_{max} & \text{si } \Delta P \geq 200 \text{ psi} \\ C_d A_{iny} \sqrt{\frac{2 \bar{M}_{N_2O} (P_T(t) - P_{pérdidas} - P_C)}{\bar{V}_{N_2O,l}(T_T(t))}} & \text{si } \Delta P < 200 \text{ psi} \end{cases} \quad (3.25)$$

Del modelamiento del sistema de inyección, a continuación, se presenta de forma gráfica la variación temporal de la presión y temperatura en el tanque (C y A), la cantidad molar de las diferentes fases de N_2O en el tanque (B), y el flujo másico que pasa por el inyector (D).

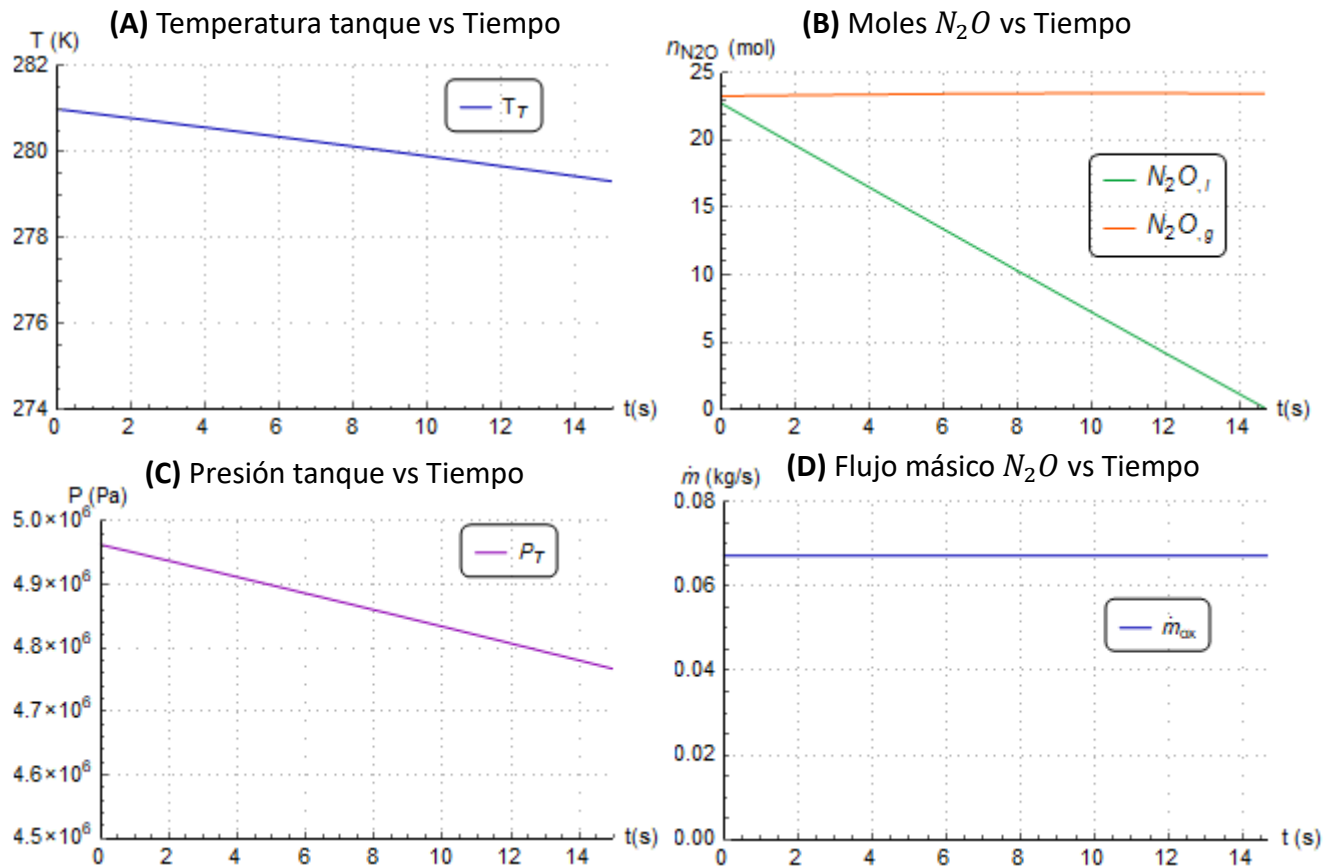


Figura 3-4 Propiedades características del sistema de inyección

De esta gráfica, se puede ver que tanto la temperatura como la presión del sistema disminuyen durante el vaciado del tanque, y el flujo másico de óxido nítrico permanece constante. Esto ocurre, gracias a que el diferencial de presión durante la descarga del tanque se conserva por encima de los 200 psi.

3.2 Análisis de combustión

El proceso de combustión se lleva a cabo dentro de la cámara de combustión (ver figura 3-5) donde inicialmente se encuentra el combustible propelente (cera parafina) en estado sólido que en ausencia de oxidante no reacciona químicamente. Una vez comienza el proceso de descarga del N_2O almacenado en el tanque por medio del sistema de inyección, el N_2O entra a la cámara de combustión y pasa inicialmente por un proceso de dispersión a la salida del inyector (sección pre-cámara). De esta forma el cambio de fase del oxidante ($N_2O_{,l} \rightarrow N_2O_{,g}$), dado por la caída de presión entre la sección previa al inyector y la cámara de combustión, se da de forma más efectiva previo a la combustión.

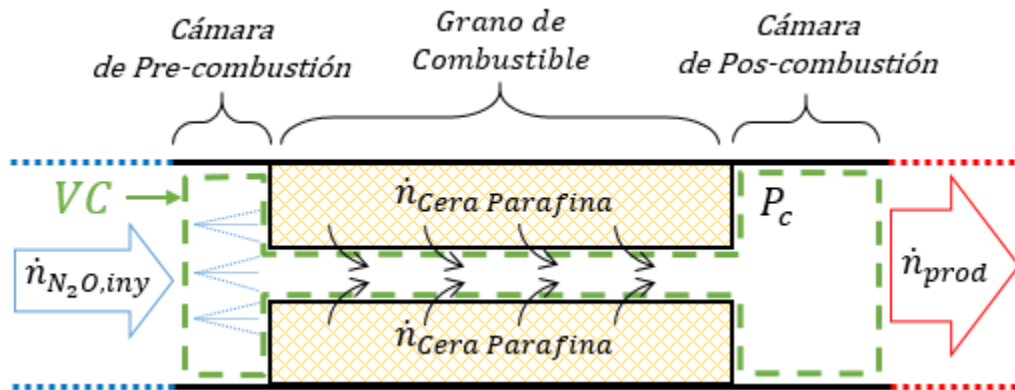


Figura 3-5 Esquema de la cámara de combustión

Simultáneamente por medio un ignitor pirotécnico ubicado en la cámara de pre-combustión, se eleva la temperatura de ambos propelentes (Óxido nitroso y Cera parafina) con el fin de que se lleve a cabo la descomposición del oxidante ($N_2O \rightarrow N_2 + \frac{1}{2} O_2$) y se funda y evapora la cera parafina. De modo que una vez evaporada la cera parafina, las diferentes cadenas y enlaces de hidrocarburos comienzan a mezclarse con el oxígeno presente en la mezcla. Gracias a la alta temperatura dada por el ignitor y el proceso de descomposición exotérmico del óxido nitroso, se da el proceso de combustión en la cámara.

A medida que la mezcla de gases calientes viaja a lo largo del grano de combustible, la cera parafina que se evapora y gotea dentro de la cámara incrementa (ver figura 1-3), causando así que la mezcla reactiva de propelentes cambie su relación OF a lo largo de la cámara de combustión. Al mismo tiempo, esta variación produce un cambio en la composición de los productos de combustión y sus propiedades termodinámicas ($T_c, k_c, \dots$).

Una vez iniciada la combustión en el motor cohete híbrido, el grano de combustible se va consumiendo durante la descarga de oxidante (su diámetro interno aumenta), lo que causa un incremento en el área transversal de la cámara de combustión. Gracias a este incremento, para un flujo másico de oxidante constante se tiene un flujo másico de combustible que varía en el tiempo; esto debido a la interrelación entre ambos flujos que se presenta por medio de la tasa de regresión (ecuación

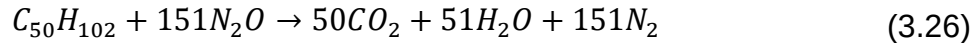
1.9). Ante la variación de uno o ambos flujos másicos de propelentes (variación en la relación OF), la composición de productos y sus propiedades termodinámicas también varían sus características, lo que influye en el rendimiento del motor cohete.

La simulación del fenómeno de combustión en un MCH es un trabajo extremadamente complejo[36] y se encuentra por fuera del alcance propuesto de este proyecto. De modo que para el cálculo de las propiedades de la combustión del motor cohete, se asumió a la cámara de combustión como un volumen de control (VC) zero-dimensional. Como se puede ver en la figura 3-5, en el VC de la cámara entran reactivos a un estado termodinámico ya establecido e inmediatamente reaccionan para formar una composición de productos homogénea de propiedades termodinámicas uniformes. En este análisis, se tuvo presente las suposiciones correspondientes para un motor cohete ideal (ver Sección 1.2.1).

Inicialmente se calculó la temperatura de llama adiabática (T_{adi}) para una combustión completa y estequiométrica ($\Phi = 1$) en el VC. Luego, por medio del software CEA se calculó la composición y estado termodinámico de los productos de combustión para una mezcla de propelentes en función del tiempo, donde se tuvo en cuenta la influencia de la presión en la cámara para el equilibrio químico de la reacción.

3.2.1 Cálculo de la temperatura de llama adiabática

Primero se calculó la temperatura de llama adiabática (T_{adi}) para la combustión completa y estequiométrica del óxido nitroso (oxidante) con la cera parafina (combustible). En esta reacción, se tomó al dióxido de carbono, el agua y el nitrógeno (CO_2 , H_2O y N_2 respectivamente) como únicos productos de la combustión.



Al aplicar las ecuaciones (1.25) y (1.26) en la anterior reacción, se tiene que:

$$50 \left(\bar{h}_{f, CO_2}^0(T_{std}) + \Delta \bar{h}_{s, CO_2}(T) \right) + 51 \left(\bar{h}_{f, H_2O}^0(T_{std}) + \Delta \bar{h}_{s, H_2O}(T) \right) + 151 \left(\bar{h}_{f, N_2}^0(T_{std}) + \Delta \bar{h}_{s, N_2}(T) \right) = \left(\bar{h}_{f, C_{50}H_{102}}^0(T_{std}) + \Delta \bar{h}_{s, C_{50}H_{102}}(T) \right) + 151 \left(\bar{h}_{f, N_2O}^0(T_{std}) + \Delta \bar{h}_{s, N_2O}(T) \right) \quad (3.27)$$

La temperatura de llama adiabática es la temperatura a la cual se cumple la igualdad entre la entalpía de los reactivos y la de los productos (Sección 1.2.5) y representa la máxima temperatura teórica que podría llegar a alcanzar la combustión.

Esta temperatura se pudo calcular después de hacer un procedimiento iterativo en el que por medio de tablas termodinámicas [20] se reemplazó la entalpía sensible y de formación de los reactivos y se comparó con la entalpía sensible y de formación de los productos a una temperatura supuesta; este proceso iterativo se hizo hasta que se obtuvo una temperatura de productos a la cual se cumplía la igualdad. De la combustión completa y estequiométrica, se obtuvo que la temperatura de llama adiabática $T_{adi} \cong 4270 \text{ K}$.

3.2.2 Diámetro de puerto combustión y relación OF

El tamaño del puerto de combustión en el grano de combustible puede asociarse al flujo másico de oxidante $\dot{m}_{ox}$ por medio de la ecuación para tasa de regresión.

$$\frac{dD_p}{dt} = 2aG_{ox}^n = \frac{a2^{2n+1}}{\pi^n} \cdot \frac{\dot{m}_{ox}^n}{D_p^{2n}} \quad (3.28)$$

Para un flujo másico de oxidante constante, al integrar la anterior ecuación se obtiene una expresión que permite calcular el diámetro del puerto de combustión en función del tiempo [37], donde a y n son los coeficientes balísticos de la tasa de regresión, y $D_{p,ini}$ es el diámetro del puerto de combustión.

$$D_p(t) = \left(D_{p,ini}^{2n+1} + \frac{(2n+1)a2^{2n+1}}{\pi^n} \dot{m}_{ox}^n t \right)^{1/2n+1} \quad (3.29)$$

Por medio de esta ecuación se calculó el diámetro de puerto para el flujo másico de oxidante $\dot{m}_{ox}$ (kg/s) modelado en la sección 3.1 y un diámetro inicial de $D_{p,ini} = 0,025$ m. Para este cálculo se tuvo en cuenta diferentes coeficientes balísticos reportados para la combinación de propelentes (cera parafina + óxido nitroso).

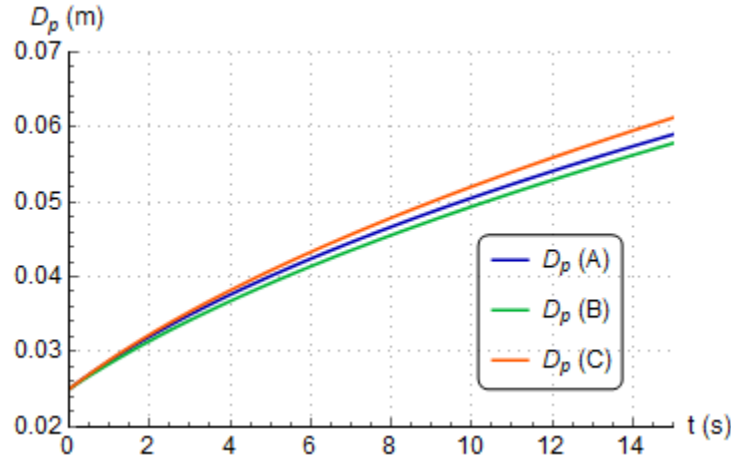


Figura 3-6 Cálculo de diámetro puerto para diferentes coeficientes balísticos. $D_p(A)$: ($n=0.555$, $a=0.000132$)[19], $D_p(B)$: ($n=0.5$, $a=0.000155$)[38], $D_p(C)$: ($n=0.5$, $a=0.0001781$)[39].

Ante la similitud en los diámetros calculados, se escogió trabajar con los coeficientes balísticos correspondientes al diámetro de puerto intermedio ($n=0.555$, $a=0.000132$). Después de conocer la variación del puerto de combustible en el tiempo, se calculó el flujo másico de combustible por medio de la siguiente ecuación.

$$\dot{m}_f(t) = \pi L_p \rho_f \dot{r} D_p \quad (3.30)$$

Donde L_p es la longitud del puerto de combustible y ρ_f es la densidad del combustible.

Una vez conocido el flujo másico de propelentes en el tiempo ($\dot{m}_{ox}(t)$ y $\dot{m}_f(t)$), se calculó la relación OF para una mezcla homogénea de propelentes dentro de la cámara de combustión.

$$OF(t) = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_{ox}^{1-n} (D_{ini}^{2n+1} + (2n+1) a 2^{2n+1} \pi^{-n} \dot{m}_{ox}^n t)^{(2n-1)/(2n+1)}}{4^n \rho_f a \pi^{1-n} L_p} \quad (3.31)$$

Basándose en esta relación OF temporal y la presión en la cámara de combustión, se obtuvo la composición de productos y demás propiedades termodinámicas de la combustión por medio del software CEA.

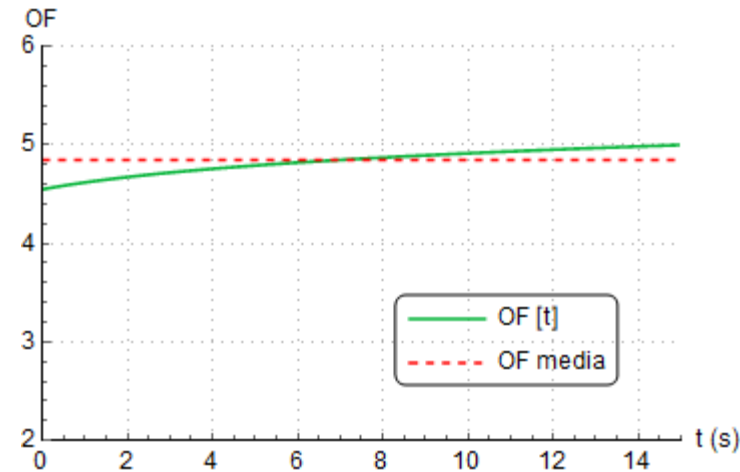


Figura 3-7 Comparación entre la relación $OF(t)$ y su media.

3.2.3 Propiedades combustión CEA

El CEA (Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications) es un software libre de la NASA, que permite calcular diferentes propiedades de mezclas reactivas, como la composición de productos, propiedades termodinámicas, efectos de transporte, entre otras. Por medio del CEA, se tuvo presente una amplia variedad de productos derivados de la reacción que no se toman en cuenta para un cálculo estequiométrico e ideal, y sí forman parte de la composición en la combustión real, como el CO , OH , NO , H_2 , etc. El cálculo del CEA se fundamenta básicamente en la minimización de la energía libre de Gibbs por medio del método numérico de Newton-Raphson[40], y es una herramienta comúnmente utilizada en la actualidad para el cálculo y diseño de motores cohete [41][42][43][44].

Por medio del CEA se calculó la composición de productos y las propiedades termodinámicas de equilibrio químico a una determinada presión, y a diferentes relaciones OF correspondientes a cada segundo de modelamiento (OF : 4.55, 4.62, 4.67, 4.72, 4.76, 4.79, 4.82, 4.85, 4.87, 4.89, 4.91, 4.93, 4.95, 4.97, 4.98). Para este cálculo inicialmente se utilizó la presión en la cámara que se había asumido en el modelamiento del sistema de inyección ($P_c = 250 \text{ psi}$). Una vez conocida la

composición de productos de combustión y sus propiedades termodinámicas, se calculó la velocidad característica teórica.

$$c^* = \frac{\sqrt{k_c R T_c}}{k_c \sqrt{(2/(k_c + 1))^{(k_c+1)/(k_c-1)}}} \quad (3.32)$$

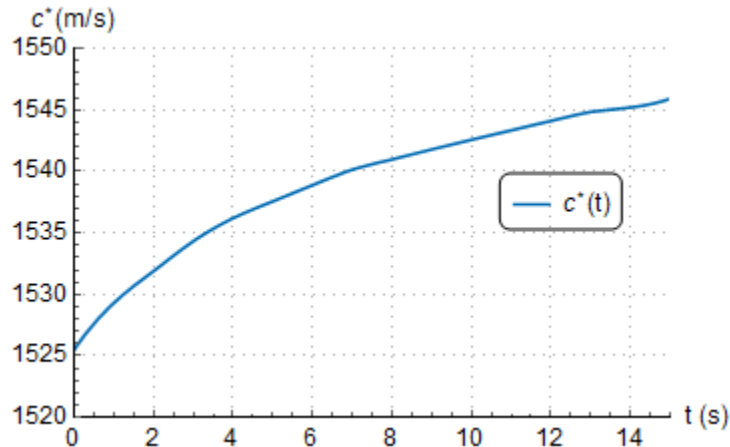


Figura 3-8 Velocidad característica de la combustión en el tiempo

Posteriormente por medio de la ecuación (1.3, se calculó la presión en la cámara de combustión correspondiente a dicha velocidad característica para una eficiencia de $n_{c^*} = 0.93$ (eficiencia basada en otros MCH similares [41]), y un diámetro de garganta en la tobera de $D_t = 7.8 \text{ mm}$. Ante la diferencia entre la presión calculada y la inicialmente supuesta desde el modelamiento del sistema de inyección, se asumió una nueva presión en la cámara de combustión similar a la calculada. Por medio de la cual se modeló de nuevo el sistema de inyección y se calcularon las propiedades de la combustión en el CEA. Con base en estas propiedades se obtuvo una nueva velocidad característica, con la que se calculó de nuevo la presión en la cámara.

Este procedimiento iterativo se repitió hasta que la presión supuesta ($P_{c,sup} = 350 \text{ psi}$) y la presión calculada fuesen semejantes para un flujo másico de oxidante constante.

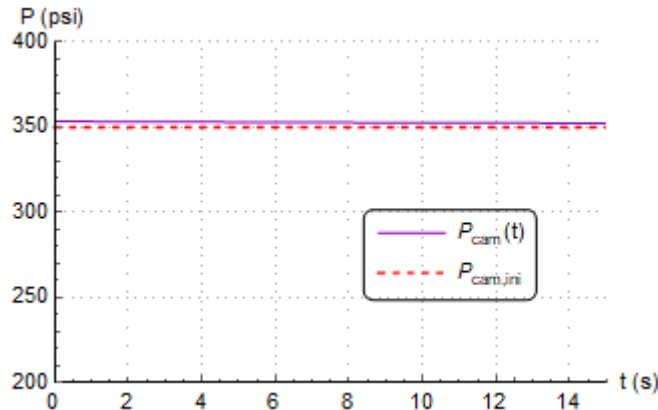


Figura 3-9 Comparación entre la presión en la cámara supuesta y la calculada.

En la figura siguiente, se presentan las propiedades de la mezcla de gases producto de la combustión calculadas por medio del CEA para una $P_c = 350 \text{ psi}$. Cabe destacar que por medio del CEA se llegó a una temperatura de equilibrio máxima de $T_c = 3001 \text{ K}$ en la cámara de combustión, que difiere considerablemente a la temperatura de llama adiabática calculada para una combustión completa e ideal. Dado que las propiedades de la combustión calculadas por el CEA se asemejan más a las reales, con base en estas propiedades se continuó con el modelado del MCH y la estimación de su rendimiento.

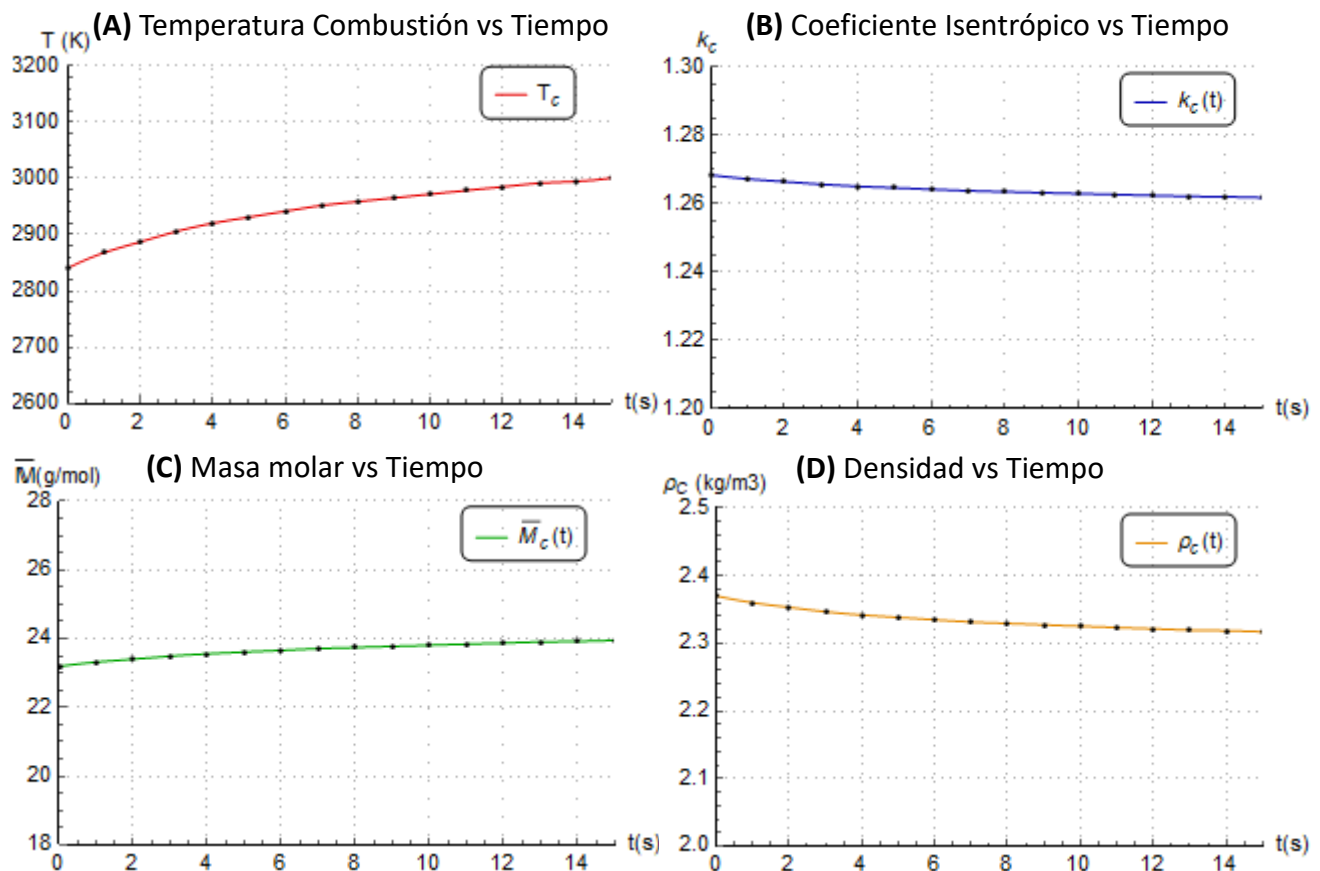


Figura 3-10 Propiedades termodinámicas de los productos de combustión a $P_c=350 \text{ psi}$

3.3 Dimensionamiento y cálculos de la tobera

Para acelerar los gases producto de la combustión, se escogió utilizar una tobera convergente-divergente de sección cónica, en la que se adoptaron las suposiciones correspondientes de la tobera de un motor cohete ideal (ver 1.1.1).

Una vez establecido el diámetro de la garganta de la tobera $D_t = 7.8 \text{ mm}$, por medio de las ecuaciones para flujo isentrópico en toberas (Sección 1.1.3), se calculó el área y el número Mach a la salida de la tobera para una expansión óptima a la presión atmosférica de Cali. Para completar el dimensionamiento de la tobera, se adoptaron algunas relaciones y recomendaciones básicas de diseño propuestas por

la NASA para toberas de motores cohete [45]. En la tabla a continuación se listan las dimensiones principales de la tobera.

Tabla 3.2 Dimensiones tobera convergente-divergente cónica

Descripción		Unidad	Medida
Ángulo medio de apertura	α	°	15
Ángulo de compresión		°	45
Factor de corrección tobera cónica	λ	-	0,983[11]
Radio ingreso tobera	r_i	mm	10
Radio garganta	r_t	mm	3,9
Radio salida tobera	r_e	mm	7,88
Relación de expansión	ε	-	4,08
Longitud tobera	l	mm	34,43

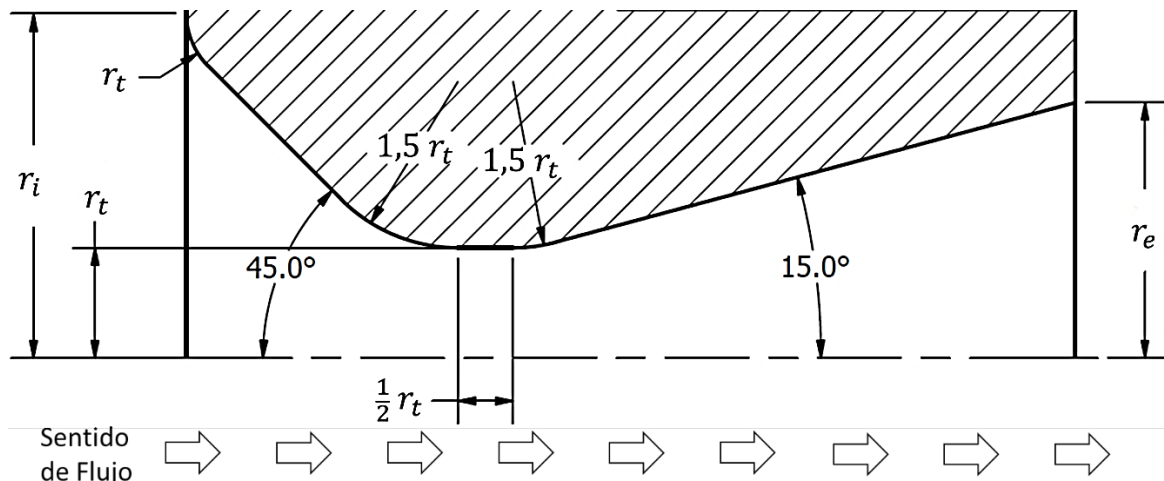


Figura 3-11 Bosquejo de tobera convergente-divergente

Seguidamente se calculó y comparó la presión a la salida de la tobera con la presión atmosférica de Cali, esto con el fin de verificar que el dimensionamiento de la tobera fuera correspondiente a una expansión óptima.

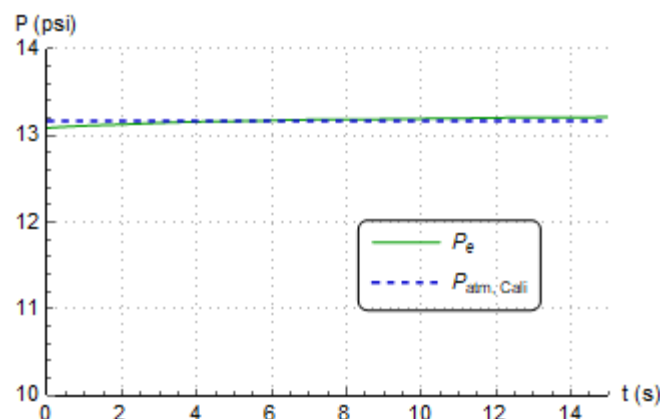


Figura 3-12 Comparación entre la presión a la salida de la tobera y la presión atmosférica

3.4 Rendimiento esperado del MCH

Después de haber modelado las etapas que en conjunto describen el funcionamiento de un MCH, se pudo hallar el empuje e impulso específico esperado para el motor cohete. El empuje se calculó por medio de la presión en la cámara de combustión, el área de la garganta y el coeficiente de empuje. Donde el coeficiente de empuje C_F se basó en las propiedades ya calculadas de la cámara de combustión y la tobera. Para una tobera cónica con un ángulo medio de apertura de 15° , el factor de corrección por pérdidas es $\lambda = 0,983$ [11].

$$F = C_F P_c A_t \quad (3.33)$$

$$C_F = \lambda \sqrt{\left(\frac{2k_c^2}{k_c - 1}\right) \left(\frac{2}{k_c + 1}\right)^{\left(\frac{k_c + 1}{k_c - 1}\right)} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\left(\frac{k_c - 1}{k_c}\right)}\right] + \frac{P_e - P_{atm}}{P_c} * \frac{A_e}{A_t}} \quad (3.34)$$

El impulso específico se obtuvo al dividir el empuje por el producto entre el flujo másico de propelentes y la gravedad.

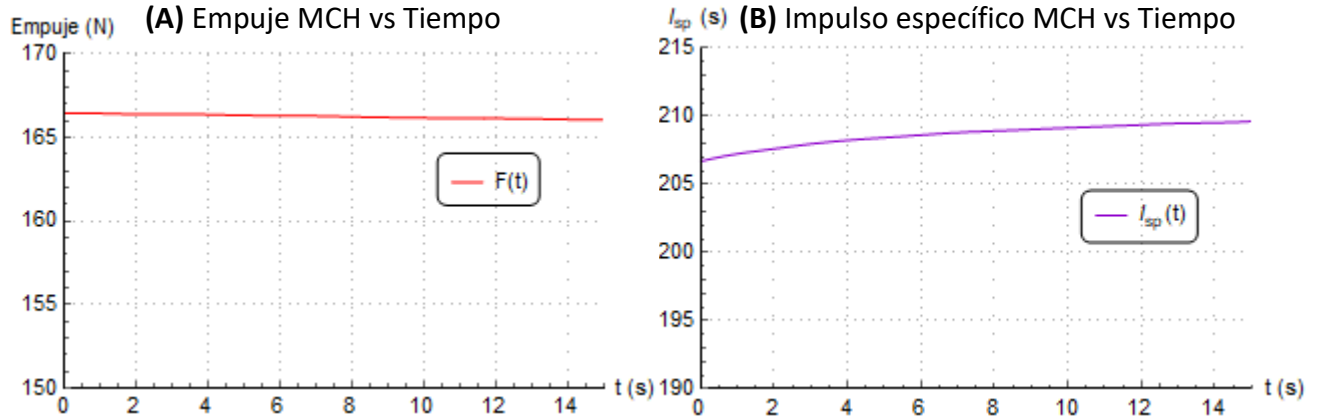


Figura 3-13 Empuje e impulso específico esperado para el MCH

Con base en los resultados del modelamiento teórico del sistema, se espera que el motor cohete alcance un empuje de hasta 166.5N, una temperatura de combustión de 3001 K, y llegue a una presión en la cámara de combustión de 350 psi.

4.1 Localización del banco de pruebas

La ubicación que se escogió para la instalación del banco de pruebas de MCH, fue en el laboratorio de generación de potencia (edificio 344A) dentro del campus Universitario Meléndez.

Este edificio permanece con circulación de aire al exterior, por lo que es adecuado para evitar la acumulación de gases potencialmente asfixiantes y no tóxicos como los productos de la combustión y el mismo oxidante. Se encuentra en un sector aislado al tránsito habitual de estudiantes y profesores dentro del campus universitario por medio de un muro de 2.5 metros de alto y su ruta de acceso es a través del laboratorio de procesos de manufactura (edificio 345) de la Escuela de Ingeniería Mecánica. El sistema eléctrico de este edificio (344A), depende de la alimentación proveniente del edificio 345 y cuenta con una amplia zona de evacuación a una distancia de 15 metros.



Figura 4-1 Edificio 344A del campus universitario Meléndez

En el edificio 344A, se cuenta con diferentes dispositivos experimentales enfocados en la transformación de la energía y generación de potencia, por lo que la bancada experimental para MCH se acoplaría muy bien a este espacio.

Una vez instalado el banco de pruebas junto con su sistema de adquisición de datos y control, los ensayos experimentales podrían operarse de forma remota (por medio de una conexión de red) desde un computador en el laboratorio de procesos de manufactura (edificio 345), lo que permitiría tener ensayos experimentales con un menor riesgo a la salud e integridad del personal de investigación.

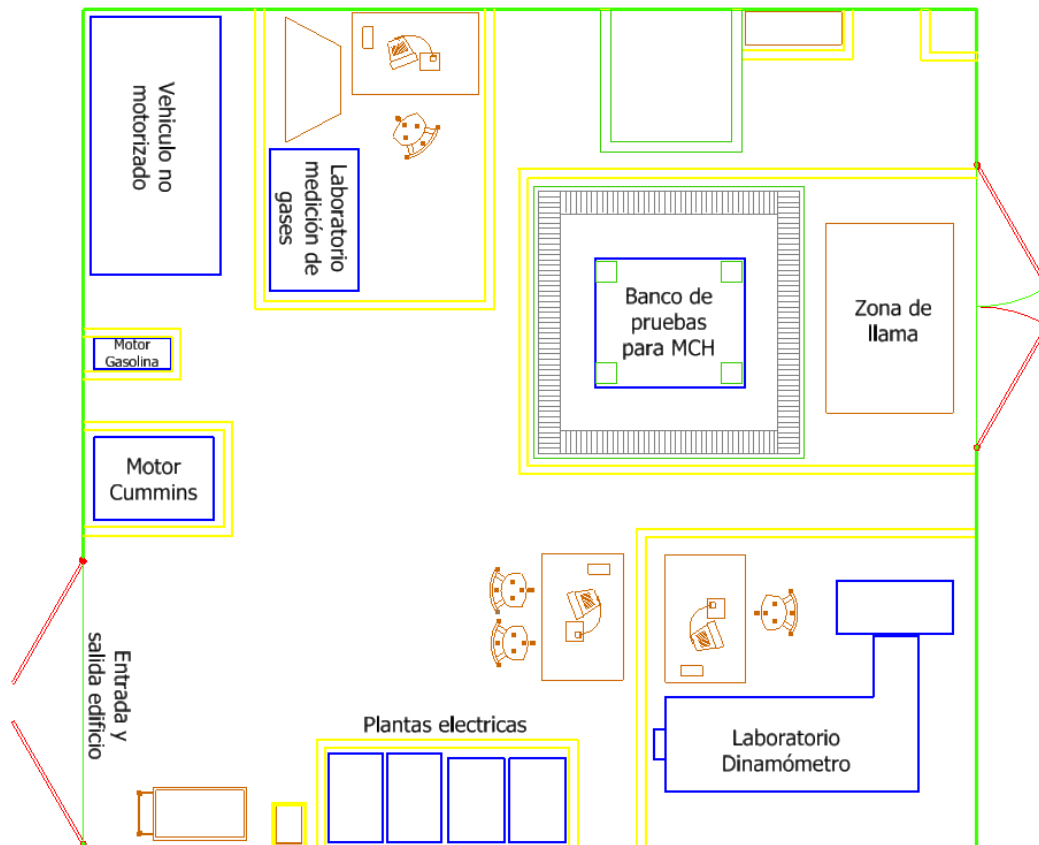


Figura 4-2 Plano de distribución espacial del edificio 344A propuesto para la instalación del banco de pruebas para MCH

4.2 Sistema de inyección

El sistema de inyección de oxidante del banco de pruebas se compuso principalmente de los siguientes elementos:

- Un conjunto de válvulas con actuador neumático para abrir y cerrar el paso de oxidante durante la carga y descarga del sistema de inyección. Se escogieron válvulas tipo bola normalmente cerradas, ya que a comparación de otros tipos de válvula tienen baja incidencia en la caída de presión del flujo.
- Un conjunto de válvulas electroneumáticas con solenoide para el accionamiento de las válvulas neumáticas. Estas válvulas se escogieron normalmente cerradas para que ante una falla eléctrica en el sistema se cierre la válvula, quitando así la señal neumática y se detenga el flujo de oxidante.
- El tanque principal (T1) donde se carga y descarga el oxidante con capacidad volumétrica de 15 litros, necesarios para el ensayo experimental. El tanque se escogió que fuera de acero inoxidable 304, y soporta cargas de hasta

1800 psi. Está conformado por un cilindro de doble terminación semiesférica con conectores tipo hembra NPT.

- Un sistema de compresión de aire con un tanque incorporado (T2), necesario para la operación de las señales neumáticas del sistema.
- Una válvula de venteo o purga necesaria para evacuar gas del tanque principal (T1). Este procedimiento puede ser necesario durante el llenado del tanque con el fin de evacuar gas para inyectar una mayor cantidad de oxidante líquido, o durante el vaciamiento del gas remanente en el tanque después de la descarga en el sistema de inyección.
- Una válvula de seguridad a 1500 psi para liberar el oxidante del sistema de inyección en caso tal que la presión sobrepase los límites establecidos.
- Un tanque (T3) para almacenar gas inerte (N_2), el cuál al ser liberado en el sistema de inyección sirve para purgar y extraer elementos reactivos que pudieran provocar una propagación indeseada de llama previa o posterior al ensayo.
- Un conjunto de válvulas tipo Check para evitar el flujo contrario ante cambios indeseados en el diferencial de presión del sistema de inyección.
- Un tanque (T4) desde donde se carga oxidante para el tanque principal T1
- Un tanque (T5) con gas presurizante (He), necesario para aumentar la presión en el tanque principal T1.
- Un regulador de presión a la salida de T5, necesario para elevar gradualmente la presión del tanque principal T1.
- Un tubo Venturi para medir el caudal de oxidante. Se escogió este elemento de medición con el fin de evitar mayores perturbaciones en las propiedades del fluido.
- Una línea principal de carga y descarga de oxidante, se propuso utilizar tubería y conectores tipo ANSI B36.19 de ½" 40S, fabricados de acero inoxidable 304 (ver Anexo).

A continuación, se presenta el ensamble electroneumático del sistema de inyección propuesto junto con la ubicación de las mediciones necesarias para el adecuado funcionamiento del banco de pruebas.

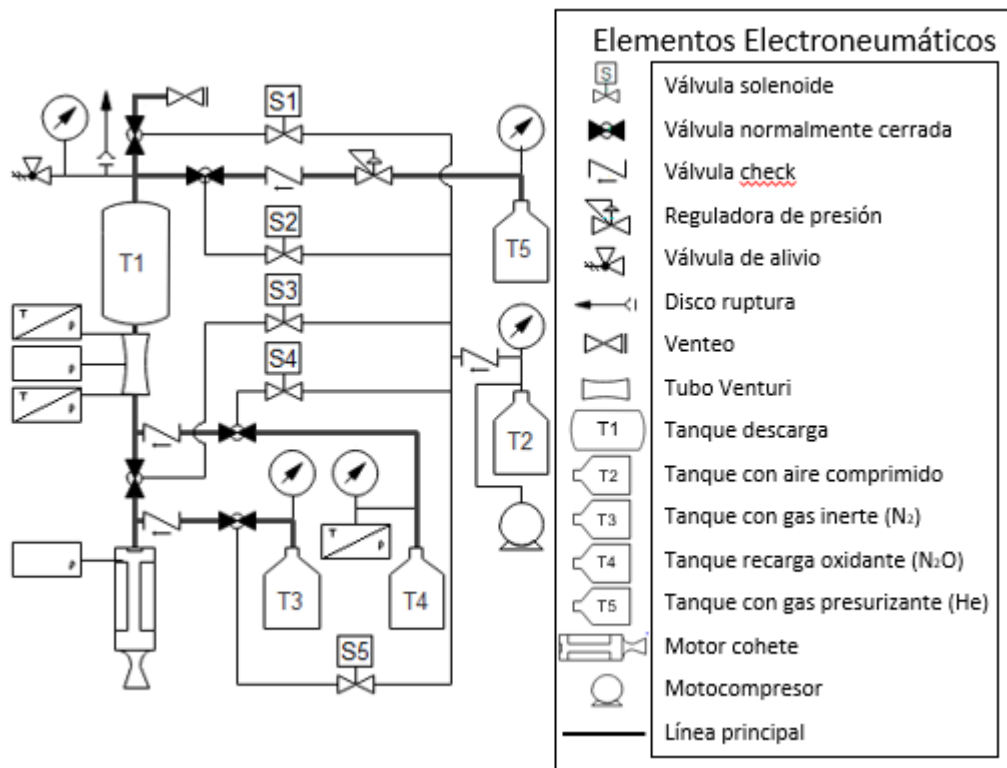


Figura 4-3 Esquema electroneumático del banco de pruebas

4.3 Sistema de medición y control del banco de pruebas

El sistema de medición y control propuesto para el banco de pruebas, se basó en los elementos básicos necesarios para una adecuada interacción entre el investigador y la bancada experimental a ciertas condiciones de operación específicas. Por medio de la siguiente figura se presenta un diagrama de bloques con las componentes básicas de este sistema.

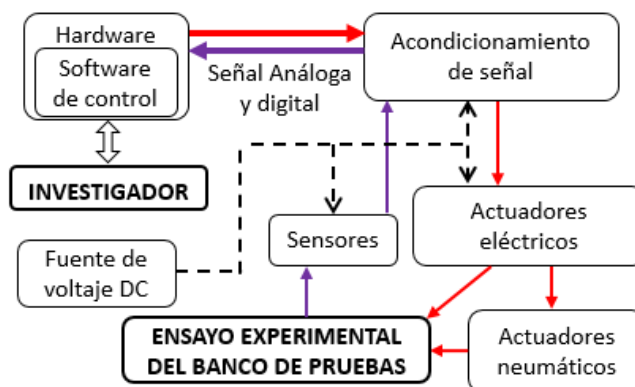


Figura 4-4 Diagrama de bloques para la medición y control

Del modelado teórico del motor cohete se obtuvieron ciertos parámetros de rendimiento típicos, como el empuje, la velocidad característica y el impulso específico. Con el banco de pruebas y su MCH se desea poder contrastar estos parámetros teóricos con los experimentales, a fin de optimizar el funcionamiento del

motor (mejorar: la eficiencia de la combustión, el factor de corrección de empuje, la tasa de regresión, etc.) y determinar así su configuración más conveniente.

Por lo que se hizo necesario disponer de un buen sistema de instrumentación y control que fuera fiable a las condiciones de operación del banco y permitiera tener una buena medición experimental de:

- La presión y temperatura del oxidante en el tanque principal del sistema de inyección y en el tanque desde donde se recarga el oxidante. Por medio de esta medición, se puede determinar el estado termodinámico del oxidante durante el proceso de llenado y/o vaciado de los tanques.
- El flujo másico de oxidante durante el llenado y la descarga del tanque principal. Esta medición es esencial para el cálculo de varios parámetros de rendimiento del MCH, y debe hacerse por medio de un sistema de medición que ejerza baja interferencia en las propiedades del flujo de oxidante.
- La presión en la cámara de combustión. Esta medición se hace en un medio que se encuentra a altas temperaturas y es necesaria para el cálculo de la velocidad característica del motor y la eficiencia del proceso de combustión.
- La fuerza de empuje que ejerce el motor cohete. Una vez conocida esta fuerza junto con el flujo másico de propelentes y la presión en la cámara, se puede calcular la velocidad de escape equivalente de los gases a la salida de la tobera y el impulso específico del MCH.

Para cada una de estas propiedades se dispuso de uno o varios sensores que transmitieran la señal correspondiente a cada parámetro. Seguidamente, cada señal se hizo pasar por un proceso de adecuación para obtener una señal análoga de 0 a 10 V reconocible por el sistema de adquisición de datos.

De los elementos requeridos para la medición y control en el banco de pruebas, a continuación, se presenta una lista con las especificaciones comerciales básicas de los componentes escogidos para la bancada experimental. Adicionalmente en los anexos se adjunta la ficha técnica de cada elemento.

Tabla 4.1 Elementos básicos para la medición y control del banco de pruebas

Cant	Elemento	Referencia
1	Tarjeta de control y adquisición de datos con puerto PCI para PC	dSPACE DS1104 R&D Controller board
1	Panel de conexión I/O de conectores tipo BNC y Sub-D	dSPACE CLP1104
1	Sensor de presión de alta resistencia térmica	KISTLER 6045B000S3-3 Piezoresistive
1	Amplificador de señal para transductor 6045B	KISTLER 4665B2 Piezoresistive Amplifier
4	Sensores de presión para el monitoreo del oxidante	SWAGELOK PTI-E-NG2000-19AO-DFY
4	Acondicionadores de señal para los transductores de presión	DATAFORTH DSCA32-01
1	Celda de carga	TE CONNECTIVITY FN3030-A1

1	Acondicionadores de señal para celda de carga	DATAFORTH DSCA41-02
3	Termocuplas tipo J	OMEGA TC-J-1/8 NPT-G-72
3	Acondicionadores de señal termocupla tipo J	DATAFORTH DSCA47J-02
1	Tanque principal para oxidante	HOKE Sampling Cylinder 8HD4G
1	Compresor de aire	AIRKRAFT Airprofi BK 703/13/10
5	Válvulas tipo bola de ½"	Flow-Tek FP31-03-3RG-SR
5	Actuadores neumáticos	Flow-Tek 93 SRB 63-4
5	Válvulas electroneumáticas	PARKER U331N03DB001
2	Fuentes de 24VDC	DATAFORTH PWR-S5R60W
3	Válvulas cheque de ½"	SWAGELOK SS-58F8

Para la adquisición de datos se propuso utilizar una tarjeta dSPACE DS1104 R&D acoplada al computador por medio de un puerto PCI libre. Esta tarjeta cuenta con 8 entradas y salidas análogas de 0 a 10V (junto a 20 puertos de conexión digital) a una velocidad de conversión TDC de 1.25MHz, lo que le permite tener una rápida captación de los datos experimentales.

Dentro de los procesos que requieren del mando del sistema de control, se destaca la secuencia de pasos a seguir para la descarga del sistema de inyección y combustión del MCH en un tiempo t_{exp} . A continuación, se propone la secuencia de pasos a efectuar y programar para un ensayo experimental en el banco de pruebas.

Tabla 4.2 Secuencia de pasos de encendido del MCH

Tiempo (s)		Acción
1.	T- 30	Inicio de conteo regresivo 30 segundos previo a la descarga
2.	T- 5	Inicio de adquisición y grabación de datos de ensayo
3.	T- 2	Apertura válvula de gas inerte (N ₂). Este procedimiento es necesario en el sistema de inyección para purgar y extraer elementos indeseados que pudieran interferir en la combustión.
4.	T- 0.3	Cierre válvula de gas inerte N ₂
5.	T- 0.2	Encendido de ignitor dentro de la cámara de combustión
6.	T	Apertura válvula principal para la descarga de oxidante
7.	T+ t_{exp}	Cierre válvula principal de descarga de óxidante
8.	T+ t_{exp} + 0.2	Apertura válvula de gas inerte N ₂ . Este procedimiento es necesario para apagar la llama que permanece después de la descarga del oxidante
9.	T+ t_{exp} + 2	Cierre válvula de gas inerte N ₂

4.4 Tubo Venturi

Como se había mencionado en la sección anterior, la medición del flujo másico de oxidante es un factor clave para el éxito de la práctica experimental en el banco de pruebas. Esto debido a su alta influencia en los parámetros de rendimiento del MCH. Para esta medición se propuso utilizar un tubo Venturi, por medio del cual se pudo calcular el flujo másico de oxidante a partir de la medición del diferencial de presión, debido al cambio de área en la sección transversal del tubo. En este cálculo se asumió que el flujo de oxidante es estacionario, adiabático, y se comporta como un fluido no viscoso e incompresible de densidad constante.

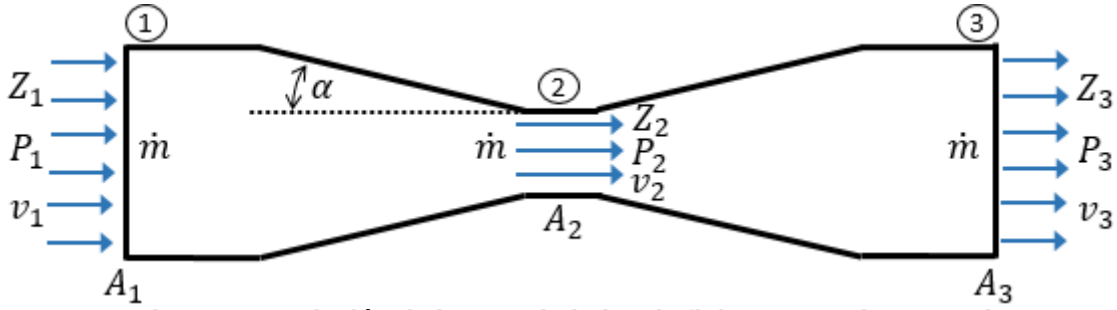


Figura 4-5 Variación de las propiedades de flujo en un Tubo Venturi

Inicialmente se aplicó la ecuación de Bernoulli (1.14) para la sección 1→2 del tubo Venturi de la figura anterior y se despejó v_2 , para reemplazarla en la ecuación de flujo másico (1.34), y llegar así a la siguiente expresión:

$$\dot{m} = A_2 C_d \sqrt{\frac{2\rho(P_1 - P_2) + 2\rho^2 g(Z_1 - Z_2)}{1 - \beta^4}} \quad (4.1)$$

Donde $\beta = D_2/D_1$, es la relación de contracción de los diámetros del tubo y C_d es el coeficiente de descarga obtenido de forma experimental. Por medio de la anterior ecuación, se puede calcular el flujo másico teórico a través de un tubo Venturi en la dirección 1→2. Similarmente se puede obtener una ecuación para el cálculo del flujo másico en el sentido opuesto al reemplazar el subíndice 1 por el 3 en la ecuación. Adicionalmente, la ecuación (4.1) se puede simplificar cuando $Z_1 = Z_2$, ya que el segundo término dentro de la raíz se cancelaría quedando tan solo:

$$\dot{m} = A_2 C_d \sqrt{\frac{2\rho(P_1 - P_2)}{1 - \beta^4}} \quad (4.2)$$

La geometría del tubo Venturi para el banco de pruebas se basó en la configuración propuesta para tubos Venturi clásicos con perfil maquinado, que para una relación de contracción de $0.3 \leq \beta \leq 0.7$ y números de Reynolds superiores a $Re \geq 2000$, el coeficiente de descarga tiende a variar entre $0.94 \leq C_d \leq 0.99$ [46]. La caída de la presión a lo largo del sistema de inyección de N_2O pueden ocasionar cavitación en

los puntos de la línea de inyección donde se alcanza la presión de vapor del N_2O líquido. Por esta razón, se recomienda siempre sobrepresurizar el tanque de oxidante con al menos 50 psi de helio por encima de la presión de vapor [24]. Cabe anotar que el tubo Venturi no causa importantes caídas de presión en el flujo, por lo que las condiciones del fluido a la salida del tubo Venturi en el punto 3 (Figura 4-5), son aproximadamente las mismas que se tienen a la entrada del tubo en el punto 1. En la figura a continuación, se presenta la sección recortada del ensamble final del tubo Venturi diseñado con un $D_2 = 8mm$, $\alpha = 7^\circ$ y $\beta = 0.533mm$.

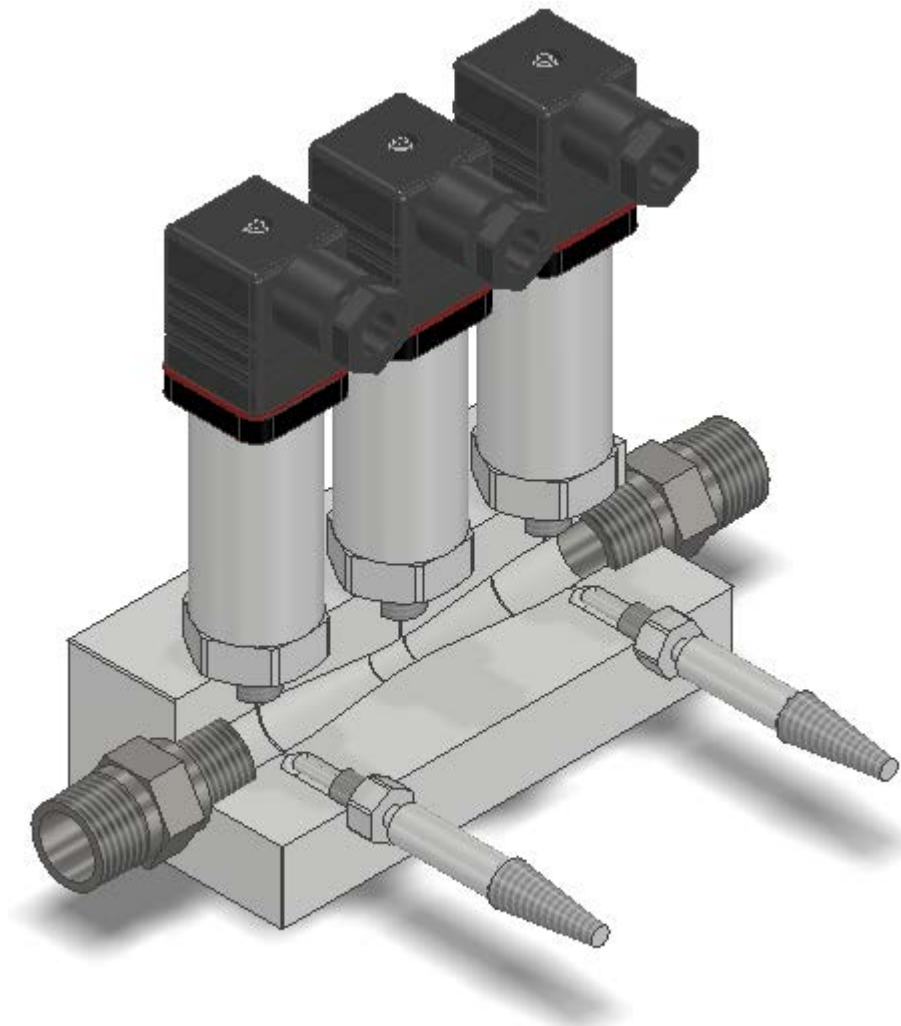


Figura 4-6 Sección recortada del ensamble del tubo Venturi

A fin de medir el flujo másico de oxidante a la entrada y/o salida del tanque principal, se propuso adecuar 3 sensores de presión y 2 termocuplas tipo J (ya especificados en la sección anterior). La aleación de Aluminio 6061-T6 se escogió como el material adecuado para el tubo Venturi gracias a su alta resistencia mecánica, buena maquinabilidad y compatibilidad con el N_2O .

4.5 Aislamiento térmico

Debido a las altas temperaturas que puede alcanzar la llama dentro del MCH, es necesario establecer una barrera térmica que aisle esta llama de los elementos estructurales del motor y el banco de pruebas.

Para el proceso de fabricación del grano de combustible, inicialmente se recomienda añadir un 2% de negro de carbón como aditivo, de modo que la energía transferida por radiación desde la llama en la cámara de combustión sea absorbida por la interfaz líquido-gaseosa de combustible que se encuentra sobre la superficie interior del grano; esto sucede gracias a que el combustible al ser mezclado con el aditivo de negro de carbón aumenta su absorción por radiación[12], [47].

Conforme a esto, para el diseño de la bancada se puede asumir que la transferencia de calor por radiación no traspasa de la superficie interior del grano de combustible y su efecto más allá de esta superficie es desestimado.

Sin embargo, la transferencia de calor por convección forzada desde el interior de la cámara de combustión hacia el exterior del MCH debe ser considerada, por lo que para el diseño del banco de pruebas se propone establecer una barrera térmica en el interior del motor cohete compuesta de elementos conformados de materiales resistentes a altas temperaturas y de baja conductividad térmica:

- Sobre la superficie exterior del grano de combustible se colocará una capa de material aislante SuperWool Plus MD Paper (B), para proteger la carcasa exterior del MCH. (Ver anexos)
- En la cámara de pre y post-combustión se alojarán dos piezas cilíndricas de grafito policristalino (A y C). La pieza A ubicada en la cámara de pre-combustión protegerá el inyector, el transductor de presión y la tapa anterior de las elevadas temperaturas que se pueden alcanzar en la cámara de combustión. Cabe anotar que el flujo de gases productos de la combustión fluyen hacia la tobera (dirección opuesta la pre-cámara), por lo que la temperatura en la pre-cámara no suele alcanzar valores tan elevados. En cambio, la pieza C ubicada en la cámara de post-combustión (donde se alcanzan elevadas temperaturas), protege la carcasa metálica junto con el borde de la tapa posterior de la circulación del flujo de gases calientes productos de la combustión.
- A la salida del MCH, la tobera convergente-divergente (D) encargada de expandir y acelerar los gases producto de la combustión también será fabricada de grafito policristalino para proteger la tapa posterior del motor de los gases a altas temperaturas.

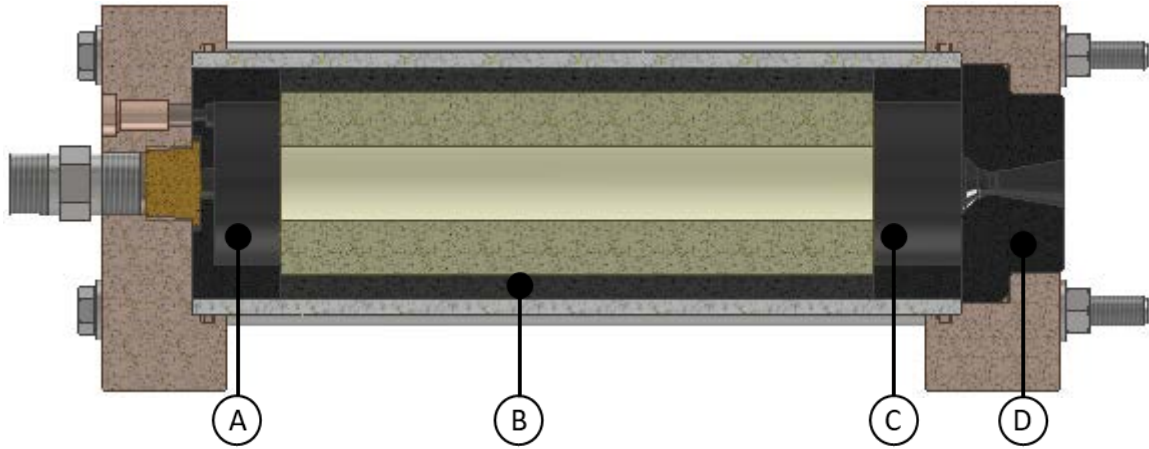


Figura 4-7 Elementos que conforma la barrera térmica del MCH.

Como parte del diseño de la barrera térmica se hizo un análisis de la transferencia de calor que hay a través de la superficie cilíndrica del motor, desde los gases calientes productos de la combustión hacia el exterior del MCH.

Al aplicar la ley de enfriamiento de Newton en el flujo de gases de la combustión que se encuentran a T_c , se puede expresar que la tasa de transferencia de calor $\dot{Q}$ hacia la pared interna del grano de combustible a T_1 es:

$$\dot{Q} = h_1 A_1 (T_c - T_1) \quad (4.3)$$

Donde h_1 es el coeficiente de transferencia de calor por convección forzada (desestimando el efecto de la radiación) entre los gases de la combustión y la superficie interna del grano. Este coeficiente se calculó por medio de la ecuación de Bartz (ecuación (4.4), que relaciona ciertas propiedades de los gases de combustión con demás características geométricas de la cámara y la tobera [48], [49].

$$h_1 = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{P_c g}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{r_{cg}} \right)^{0.1} \right] \left(\frac{A_t}{A_1} \right)^{0.9} \sigma \quad (4.4)$$

Donde D_t es el diámetro de la garganta de la tobera, $A_1 = \pi D_1 L$ es el área de la superficie donde se transfiere calor (superficie interna del grano de combustible), r_{cg} es el radio de curvatura de la garganta, σ es el factor de corrección, y por último μ y Pr son la viscosidad dinámica y el número de Prandtl de los gases productos de la combustión.

$$\sigma = \left[0.5 \frac{T_1}{T_c} \left(1 + \frac{k_c - 1}{2} M_c^2 \right) + 0.5 \right]^{-0.68} \left[1 + \frac{k_c - 1}{2} M_c^2 \right]^{-0.12} \quad (4.5)$$

Por medio de la ecuación (4.5), se calculó el factor de corrección σ que relaciona la temperatura superficial del grano de combustible T_1 con otras propiedades de los gases de combustión como la temperatura T_c , el coeficiente isentrópico k_c y el

número Mach en la cámara M_c . La viscosidad dinámica y el número de Prandtl se aproximaron mediante las ecuaciones (4.6) y (4.7), donde no se hizo distinción en la composición de la mezcla de gases producto de la combustión.

$$Pr = \frac{4k_c}{9k_c - 5} \quad (4.6)$$

$$\mu = (46.6 * 10^{-10} \bar{M}_c^{0.5} T_c^{0.6}) \quad (4.7)$$

El momento más crítico para la barrera térmica de la cámara de combustión, se da al final del ensayo experimental cuando el grano de combustible se ha consumido hasta alcanzar un radio interno r_1 máximo.

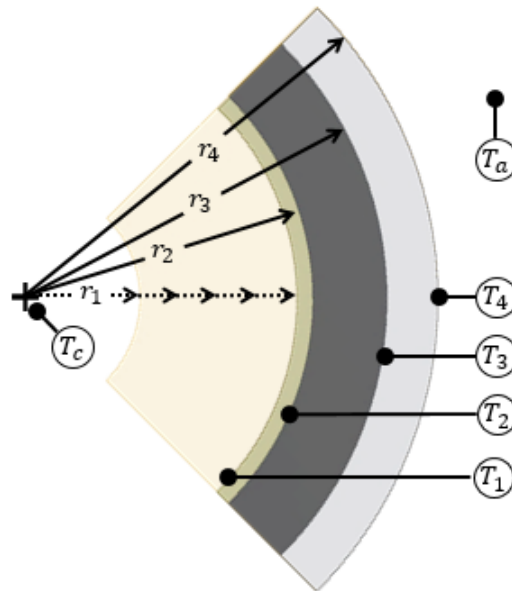


Figura 4-8 Sección transversal de las capas cilíndricas en la cámara de combustión

Con base en el modelamiento matemático (Figura 3-6), al final el puerto de combustión llega a un diámetro interno máximo $D_p = 2r_1 = 58.57mm$, por lo que se tiene una delgada capa remanente de cera parafina líquida (con baja conductividad térmica $k_{par} = 0.12 \frac{W}{m \cdot K}$) desde r_1 hasta $r_2 = 31mm$, donde comienza el aislante térmico que tiene una conductividad térmica $k_{ais} = 0.07 \frac{W}{m \cdot K}$. Para la carcasa metálica de la cámara de combustión se escogió un tubo ANSI B36.19 de 3" 40S de acero inoxidable 304, por lo que se tiene que $r_3 = 38.96mm$ y $r_4 = 44.45mm$. Dado que el combustible está en ebullición en la superficie interna del grano, se puede asumir que la temperatura en r_1 permanece constante a $T_1 = 454.2^\circ C$.

Para el cálculo del coeficiente de transferencia de calor por convección forzada, las entradas numéricas de las ecuaciones (4.4) a la (4.7) se ingresaron en base al sistema ingles de unidades (ya que así lo refería la fuente bibliográfica). Para una temperatura máxima de combustión $T_c = 3001 K$, se obtuvo que $h_1 = 10.65 W/m^2 K$.

Luego, por medio de la ecuación (4.3), se determinó la tasa de transferencia de calor a través la superficie interna del grano de combustible $\dot{Q} = 386.72 \text{ W}$. Posteriormente se aplicó la ecuación correspondiente para la ley de Fourier de conducción de calor unidimensional y estacionario a través de capas cilíndricas [50].

$$T_{ex} = T_{in} - \frac{\dot{Q} \ln\left(\frac{r_{ex}}{r_{in}}\right)}{2\pi L k_{mat}} \quad (4.8)$$

Donde r_{ex} y r_{in} son el radio externo e interno, y T_{ex} y T_{in} son la temperatura externa e interna de la capa cilíndrica a través de la cuál fluye el calor con un coeficiente de conducción k_{mat} . Por medio de esta ecuación se calculó que $T_2 \approx 162.4 \text{ }^\circ\text{C}$ y que en la capa de aislante térmico a un radio de 31.5 mm se llega a la temperatura ambiente.

4.6 Sistema de presurizado del banco de pruebas

Como ya se ha visto en los capítulos anteriores, la práctica experimental que se desea hacer en el banco de pruebas implica la operación de un conjunto de elementos ensamblados que deben conservarse presurizados y en integridad ante las elevadas presiones de operación. Conforme a esto, el rango de operación de los elementos seleccionados en las secciones anteriores supera la presión máxima que se procura alcanzar en el banco de pruebas (Ver Tabla 2.4). Sin embargo, el sistema de presurizado en el banco de pruebas debe reaccionar ante situaciones críticas que superen las condiciones normales de operación. Para esto, se propuso adecuar una válvula de alivio a 1500 psi junto con un disco de ruptura a 1800 psi en la parte superior del tanque principal. A fin de que una vez se alcancen estos niveles de presión, el sistema de inyección pueda evacuarse de forma rápida y segura.

Por otra parte, después de haber aislado térmicamente el MCH, se propuso un sistema que asegurara la presurización del ensamble del motor hasta una determinada presión máxima de operación.

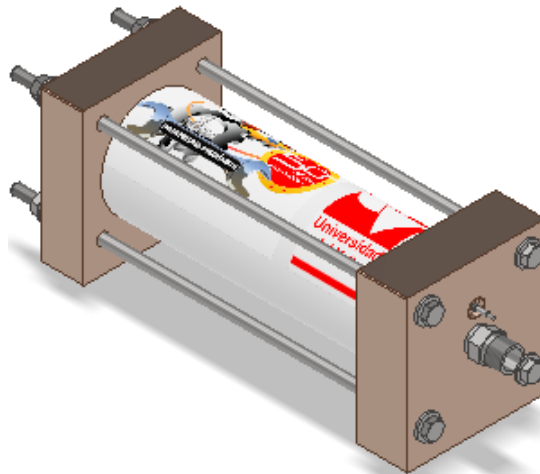


Figura 4-9 Ensamble de MCH propuesto

Como se puede observar en la figura anterior, el MCH propuesto cuenta con un sistema de 4 pernos precargados que se encargan de sellar las tapas anterior y posterior del motor cohete contra la carcasa cilíndrica del mismo. Esta unión debe conservarse íntegra durante el ensayo experimental en el que se espera alcanzar una presión de $P_c = 350 \text{ psi}$. Sin embargo, también se desea que esta unión falle por separación para elevados niveles de presión en la cámara de combustión.

Con base en la teoría propuesta en la bibliografía para uniones roscadas no permanentes [51], se propuso que la unión pernada se conformara por 4 tornillos de cabeza hexagonal SAE J429 G1 3/8"-16UNC-14" junto con sus respectivas tuercas y arandelas. Se calculó que para una presión de operación de $P_c = 350 \text{ psi}$ junto con una precarga inicial de $F_i = 1100 \text{ lbf}$ por perno (precarga correspondiente a un par torsor de 124 lbf-in), se tiene un factor de seguridad a fluencia de $n_p = 2.18$, un factor de seguridad a fatiga de $n_f = 12.6$ y un factor de seguridad por separación debido a la carga de operación de $n_o = 1.93$. De lo anterior se puede concluir que para una presión estática normal de operación en la cámara, la unión pernada no va a fallar. En cambio para una presión cercana a $P_c \approx 675 \text{ psi}$, la unión pernada va a fallar por separación.

Posteriormente se escogió un conjunto de sellos de alta resistencia térmica para impedir el escape de los gases calientes de la cámara de combustión a través de las ranuras del ensamble del MCH. Con base en la normativa estándar para O-ring SAE AS568 y SAE AS5857, se dimensionaron las glándulas para la colocación de 2 O-ring Parker V0747-75 2-238 y 1 O-ring Parker V0747-75 2-151, adecuados para sellar la unión entre las tapas del motor, la tobera y la carcasa cilíndrica exterior.

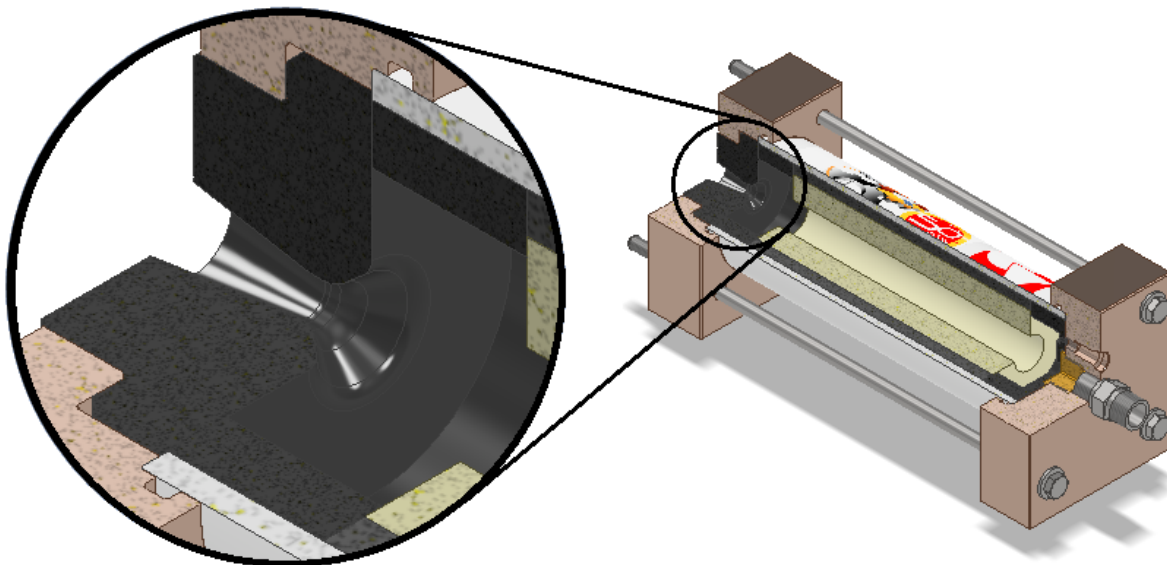


Figura 4-10 Vista detallada de las glándulas o ranuras para el sellamiento de la unión tapa-tobera-carcasa por medio de O-ring

Finalmente se evaluó el estado mecánico de la carcasa cilíndrica del motor, frente la carga multiaxial dada por la presión interna de la cámara de combustión y la compresión axial producto de la precarga F_i por el número de pernos de la unión. Para esto se calcularon las componentes de esfuerzos radial (σ_r), axial (σ_l) y tangencial (σ_t) de la superficie interna de la carcasa del motor (considerada como un recipiente de pared gruesa sometido a presión), y luego se determinó el esfuerzo equivalente de Von Mises σ_v para diferentes niveles de presión en la cámara.

$$\sigma_r = \frac{P_c r_3^2}{r_4^2 - r_3^2} \left(1 - \frac{r_4^2}{r_3^2} \right) \quad (4.9)$$

$$\sigma_l = \frac{P_c r_3^2}{r_4^2 - r_3^2} - \frac{4F_i}{\pi(r_4^2 - r_3^2)} \quad (4.10)$$

$$\sigma_t = \frac{P_c r_3^2}{r_4^2 - r_3^2} \left(1 + \frac{r_4^2}{r_3^2} \right) \quad (4.11)$$

$$\sigma_v = \sqrt{\frac{(\sigma_t - \sigma_r)^2 + (\sigma_r - \sigma_l)^2 + (\sigma_l - \sigma_t)^2}{2}} \quad (4.12)$$

Por medio de la siguiente tabla se presentan los esfuerzos equivalentes de Von Mises junto con sus factores de seguridad respectivos para diferentes presiones en la cámara de combustión después de haber precargado la unión pernada del MCH.

Tabla 4.3 σ_v y n para diferentes niveles de presión P_c .

P_c (psi)	0	350	675	5350
σ_v (psi)	1973,24	3276,49	5416,69	40030,94
n	20,27	12,21	7,38	1,00

4.7 Diseño estructural del banco de pruebas

Para el asentamiento del banco de pruebas, se propuso utilizar una estructura esquelética formada de perfiles estandarizados que sirvieran como soporte para el motor cohete híbrido y las demás componentes de la bancada experimental. Para la estructura base principal se planteó utilizar perfiles cuadrados de acero galvanizado ASTM A653 Grado A ($S_y = 33kpsi$ y $S_{ut} = 45kpsi$) de dimensiones de 2" x 2" x 1/8". Se escogió trabajar con este tipo de acero ya que se caracteriza por su resistencia a la corrosión, lo que es necesario ante la presencia de agentes oxidantes en la bancada.

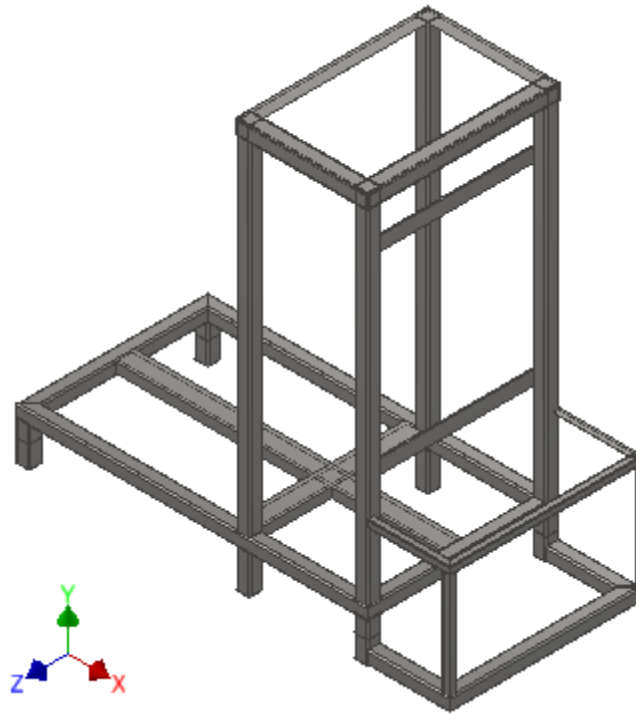


Figura 4-11 Estructura banco de pruebas

Con base en la carga máxima de operación que se espera tener una vez se haya construido el banco de pruebas (3000 N), se evaluaron las propiedades mecánicas de los elementos no comerciales que se proponen sean utilizados para el acoplamiento del MCH a la estructura esquelética del banco.

En la figura a continuación (Figura 4-12), se puede observar que para este acoplamiento se propuso utilizar un soporte estructural (B) que enlaza el motor cohete (A) con la celda de carga (C), la cual por medio de otro soporte estructural (D), se acopla a la base del banco de pruebas.

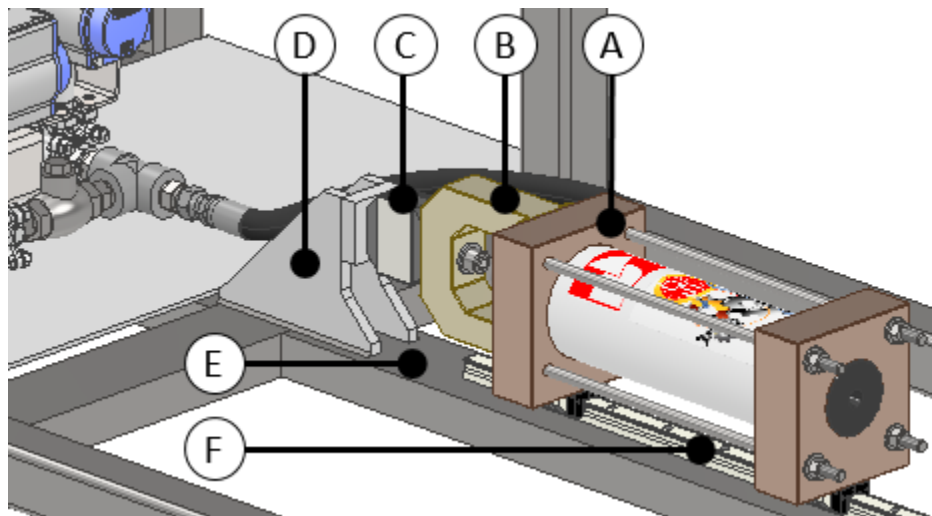


Figura 4-12 Acople Motor cohete a estructura de la bancada experimental. (A) MCH, (B) Soporte estructural, (C) Celda de carga, (D) Soporte estructural, (E) Estructura BP, (F) Riel

Ante la complejidad que conlleva el posible análisis teórico estructural de ambas geometrías, para calcular la condición de esfuerzos junto con el factor de seguridad a fluencia debido a la carga de empuje ejercida por el motor, se decidió hacer un modelo de elementos finitos para los soportes estructurales (B) y (D).

Para el soporte estructural (B) (Ver Figura 4-13), se escogió el acero inoxidable AISI 303 (con $S_y = 241 \text{ MPa}$) como el material de fabricación gracias a sus buenas propiedades para el mecanizado y su buena resistencia a la corrosión. Para este soporte se simuló numéricamente el estado de esfuerzos equivalentes de Von-Mises en ANSYS 16.

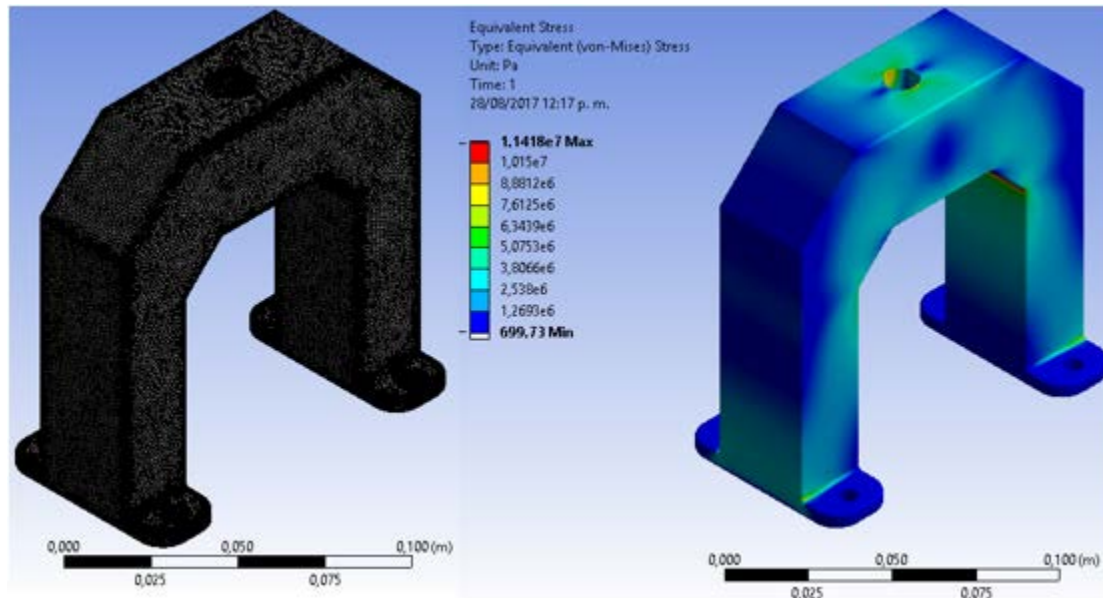


Figura 4-13 Enmallado y distribución de esfuerzos en soporte estructural (B)

Para la simulación se asumió que la base del soporte estructural (B) se encontraba fija y que la carga fija de 3000N se distribuía en la cara superior donde se apoya la celda de carga. La simulación numérica se repitió para diferentes números de elementos hasta alcanzar una convergencia del 3,4%. Para una malla final de 1.873.455 elementos, el soporte (B) alcanza un esfuerzo máximo de Von-Mises de $\sigma_v = 11,418 \text{ (MPa)}$. En base al límite de fluencia del material, se calculó el factor de seguridad de $FS = 21,11$ para la carga máxima del motor.

De igual forma se hizo con el soporte estructural (D) (Ver Figura 4-14), para el cuál se escogió el acero ASTM A653 (mismo material de la estructura del banco) gracias a su facilidad de soldadura y resistencia a la corrosión. En la simulación se asumió que la base del soporte estructural (D) se encontraba fija y que la carga fija (de 3000 N) se distribuía en la cara frontal donde va ubicada la celda de carga.

La simulación numérica se repitió hasta alcanzar una convergencia del 3,09%, a la que se logró tener una malla de 1.473.900 elementos. De la simulación se alcanzó un esfuerzo máximo de $\sigma_v = 24,552 \text{ (MPa)}$, junto con un factor de seguridad de $FS = 9,35$ para la carga máxima del motor.

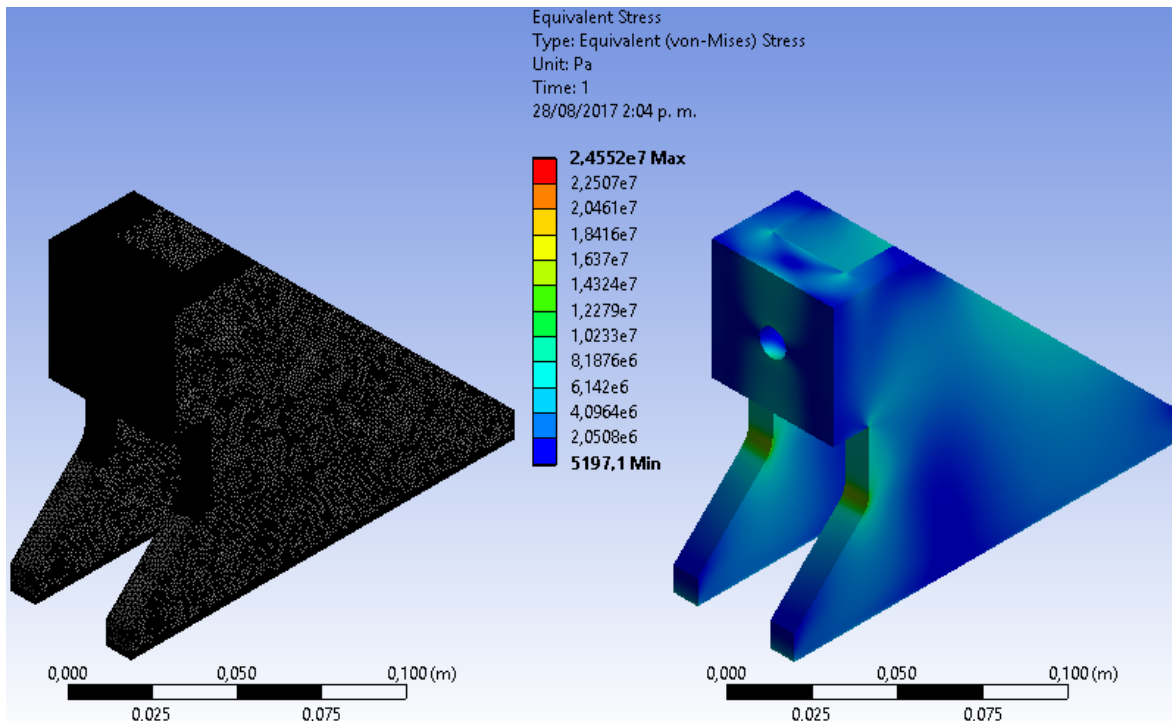


Figura 4-14 Enmallado y distribución de esfuerzos en soporte estructural (D)

Una vez conocida la condición de esfuerzos en los soportes estructurales B y D, se calculó el factor de seguridad para la unión soldada.

Como se puede ver en la (Figura 4-12), el soporte (D) se encuentra soldado a la estructura del banco de pruebas por medio de un filete de soldadura de 1/8 de pulgada de arco eléctrico con electrodo E6010 ($S_y = 50 \text{ kpsi}$). Para una línea de soldadura de 160 mm, la magnitud del esfuerzo cortante máximo de la junta es $\tau_{max} = 2,288 \text{ (kpsi)}$. Con base en la teoría de esfuerzo cortante máximo (criterio de Tresca [51]), el factor de seguridad para de la unión soldada sería de $FS = 10,93$.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 Conclusiones

Con base en el trabajo presentado por medio de este documento, se puede concluir que:

- Se diseñó un banco de pruebas con el que se espera medir y controlar ensayos experimentales de motores cohete tipo híbrido en el campus Meléndez de la Universidad del Valle.
- Por medio de un modelado matemático se estimaron las cargas del motor cohete y el banco de pruebas
- Del modelamiento matemático se puede apreciar que la variación temporal de los parámetros típicos de rendimiento del MCH propuesto, es leve para el flujo másico de oxidante que se mantiene constante.
- Se evaluaron las propiedades mecánicas de ciertas componentes del banco de pruebas y el MCH.
- La configuración experimental de operación que se modeló teóricamente para el banco de pruebas, no excede las condiciones normales de operación de los elementos que conforman el banco.
- El aislamiento térmico propuesto para el MCH, limitó el efecto que las altas temperaturas de la cámara combustión pudieran haber ejercido sobre la estructura mecánica del banco de pruebas.
- Se escogieron distintos elementos comerciales que pueden ser fácilmente adquiridos una vez se vaya a construir el banco de pruebas.
- La carga máxima de empuje establecida para el banco de pruebas, se encuentra muy por debajo de lo que podría representar un riesgo para la operación del banco de pruebas. De igual forma, en caso tal que se quieran hacer ensayos experimentales para un MCH de mayor empuje al máximo establecido, se debe hacer un análisis estructural del banco de pruebas y reevaluar las condiciones de seguridad de la bancada experimental.

5.2 Recomendaciones y Trabajos Futuros

- Una vez construido el banco de pruebas, se recomienda repetir el modelamiento matemático de la descarga del sistema de inyección, incluyendo la influencia de la configuración real de la bancada experimental.
- Se debe calibrar el sensado del flujo másico en el tubo Venturi antes de que sea utilizado para la medición experimental con motores cohete.
- A futuro se espera que el banco de pruebas para MCH sirva también como banco de caracterización de inyectores por medio de ensayos en frío.
- Se recomienda corroborar el presurizado del MCH con agua a alta presión antes de utilizarlo en el banco de pruebas.

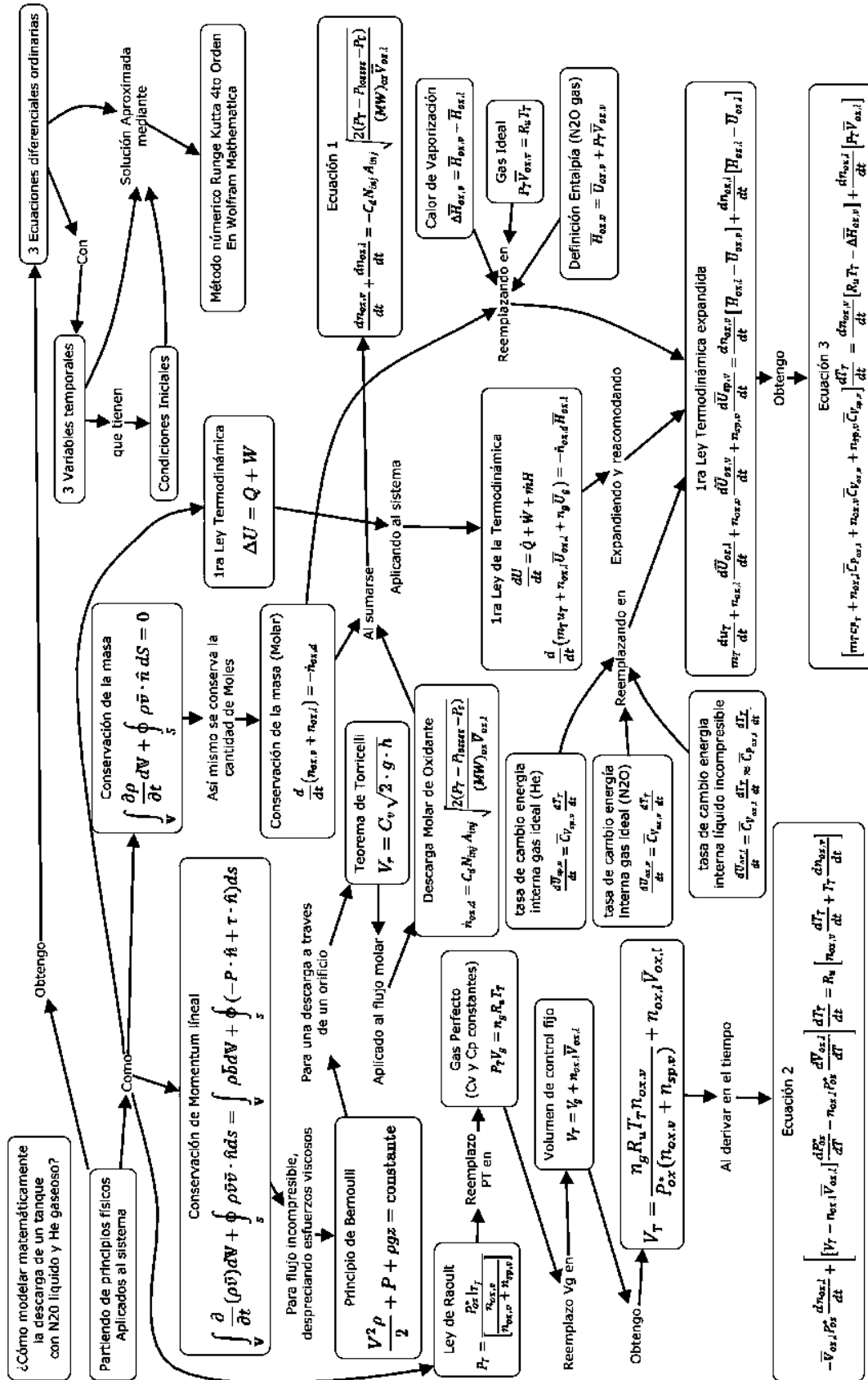
- Para la puesta en operación del banco de pruebas, se recomienda diseñar una interfaz gráfica que enlace al investigador con lo que acontece en el ensayo experimental.
- Para la programación del sistema de control, se recomienda tener presente que ante alguna sobrepresión en la cámara de combustión, se debe detener el flujo másico de oxidante.
- A futuro se espera que una vez se haya construido la bancada experimental, pueda implementarse para nuevos proyectos de investigación en los que se puedan involucrar los estudiantes de maestría con énfasis en ingeniería aeroespacial de la Universidad del Valle.
- Se espera que en el banco de pruebas se puedan ensayar distintas configuraciones geométricas de MCH.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] B. Feuerbacher and H. Stoewer, *Utilization of Space Today and Tomorrow*. 2006.
- [2] I. Ascacíbar, *Descubrir los cohetes*. Centro de Documentación y Publicaciones de Aena, 2006.
- [3] "Latinoamérica se adentra en la carrera satelital," 2013. [Online]. Available: www.eluniversal.com/vida/131225/latinoamerica-se-adentra-en-la-carrera-satelital. [Accessed: 29-Oct-2015].
- [4] "América Latina duplicará su capacidad satelital para 2017," 2015. [Online]. Available: www.mundocontact.com/america-latina-duplicara-su-capacidad-satelital-para-2017/. [Accessed: 29-Oct-2015].
- [5] "América Latina liderará crecimiento de capacidad satelital," 2015. [Online]. Available: <http://signalstelecomnews.com/america-latina-liderara-crecimiento-de-capacidad-satelital/>. [Accessed: 29-Oct-2015].
- [6] E. Maya, "Diseño de un sistema de propulsión tipo motor-cohete híbrido," Universidad del Valle, 2015.
- [7] FAC, "Clúster Aeroespacial." [Online]. Available: <https://www.fac.mil.co/clúster-aeroespacial>. [Accessed: 03-Nov-2015].
- [8] M. J. Chiaverini and K. K. Kuo, *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*, Volume 218. AIAA, 2007.
- [9] D. Altman, "Rocket Motors , Hybrid."
- [10] J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, "*Space Mission Engineering: The New SMAD*." Microcosm Press, 2011.
- [11] G. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*. 2010.
- [12] M. a. Karabeyoglu, D. Altman, and B. J. Cantwell, "Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General theory," *J. Propuls. Power*, vol. 18, no. 3, pp. 621–630, 2002.
- [13] M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, and J. Stevens, "Evaluation of homologous series of normal-alkanes as hybrid rocket fuels," *Group*, no. July, pp. 1–42, 2005.
- [14] B. Cantwell, A. Karabeyoglu, and D. Altman, "Recent Advances in Hybrid Propulsion," *Int. J. Energ. Mater. Chem. Propuls.*, vol. 4, no. 4, pp. 305–326, 2010.
- [15] J. a. Dantzig and C. L. Tucker, *Modeling in Materials Processing*. Cambridge University Press, 2001.
- [16] F. M. White, *Fluid Mechanics*, 7th ed. McGraw-Hill, 2011.
- [17] M. J. Moran, H. N. Shapiro, D. D. Boettner, and M. B. Bailey, *Fundamentals of Engineering Thermodynamics*, Eighth. Wiley, 2014.
- [18] A. W. Date, *Analytic Combustion with Thermodynamics, Chemical Kinetics, and Mass transfer*. Cambridge University Press, 2011.
- [19] B. Geneviève, "Development of a Hybrid Sounding Rocket Motor," 2013.
- [20] Y. A. Cengel and M. A. Boles, *Thermodynamics an Engineering Approach*, 8th ed. New York: McGraw-Hill, 2015.
- [21] A. Zeiner, Y. Metsker, C. Blum, B. Wagner, S. Krüger, P. Lungu, and F.

- Honecker, "SIMULATION AND VERIFICATION OF HYBRID PROPULSION OPERATING BEHAVIOR," 2012.
- [22] K. Lohner, J. Dyer, E. Doran, Z. Dunn, and G. Zilliac, "Fuel Regression Rate Characterization Using a Laboratory Scale Nitrous Oxide Hybrid Propulsion System," *AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, vol. 42, no. July, p. 16, 2006.
 - [23] W. Lafayette, "Development and Launch of the Purdue Hybrid Rocket Technology Demonstrator," no. August, pp. 1–20, 2009.
 - [24] S. Waxman, R. Beckwith, F. Tybor, J. Zimmerman, and A. Stoll, "Paraffin and Nitrous Oxide Hybrid Rocket as a Mars Ascent Vehicle Demonstrator," *AIAA 2010-8840*, no. September, pp. 1–13, 2010.
 - [25] J. M. McCulley, "Design and Testing of Digitally Manufactured Paraffin Acrylonitrile-Butadiene-Styrene Hybrid Rocket Motors," p. 81, 2012.
 - [26] H. Nagata, M. Ito, T. Maeda, M. Watanabe, T. Uematsu, T. Totani, and I. Kudo, "Development of CAMUI hybrid rocket to create a market for small rocket experiments," *Acta Astronaut.*, vol. 59, no. 1–5, pp. 253–258, 2006.
 - [27] S. Venugopal, K. K. Rajesh, and V. Ramanujachari, "Hybrid Rocket Technology : An Overview," vol. 61, no. 3, pp. 193–200, 2011.
 - [28] A. Karabeyoglu, J. Dyer, J. Stevens, and B. Cantwell, "Modeling of N₂O Decomposition Events," no. July, pp. 1–29, 2008.
 - [29] V. Zakirov and M. Sweeting, "Research on Nitrous Oxide Catalytic Decomposition for Space Applications," 2000.
 - [30] M. Freund, R. Csikós, S. Keszthelyi, and G. Mózes, "Paraffin products, properties, technologies, applications," in *Developments in petroleum science*, 14th ed., Elsevier, 1982, p. 332.
 - [31] C. Carmicino, F. Scaramuzzino, and a. Russo Sorge, "Trade-off between paraffin-based and aluminium-loaded HTPB fuels to improve performance of hybrid rocket fed with N₂O," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 37, pp. 81–92, 2014.
 - [32] M. a. Karabeyoglu and B. J. Cantwell, "Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 2, Stability of Liquid Films," *J. Propuls. Power*, vol. 18, no. 3, pp. 621–630, 2002.
 - [33] B. J. McBride and S. Gordon, "Glenn Research Center CEA web page," 1994. [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/ceaHome.htm>. [Accessed: 14-Aug-2017].
 - [34] B. Waxman, B. Cantwell, and G. Zilliac, "Effects of Injector Design and Impingement Techniques on the Atomization of Self-Pressurizing Oxidizers," *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. & Exhib.*, no. August, pp. 1–13, 2012.
 - [35] D. W. Green and R. H. Perry, *Perry's Chemical Engineers' Handbook*, 8th ed. McGraw-Hill, 2007.
 - [36] K. K. Kuo and R. W. Houim, "Theoretical Modeling and Numerical Simulation Challenges of Combustion Processes of Hybrid Rockets," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib. 31 July - 03 August 2011, San Diego, Calif.*, no. August, pp. 1–18, 2011.
 - [37] M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, and G. Zilliac, "Development of Scalable Space-Time Averaged Regression Rate Expressions for Hybrid Rockets," *J. Propuls. Power*, vol. 23, no. 4, pp. 737–747, 2007.

- [38] A. McCormick, E. Hultgren, M. Lichtman, J. Smith, R. Sneed, and S. Azimi, "Design, Optimization, and Launch of a 3" Diameter N₂O/Aluminized Paraffin Rocket," *Aiaa*, pp. 1–14, 2004.
- [39] D. Van Pelt, J. Hopkins, M. Skinner, a Buchanan, R. Gulman, H. Chan, M. A. Karabeyoglu, and B. J. Cantwell, "Overview of a 4-inch OD Paraffin-Based Hybrid Sounding Rocket Program," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, no. July, pp. 1–27, 2004.
- [40] S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. I Analysis," *NASA Ref. Publ.*, vol. I Analysis, no. October, 1994.
- [41] F. K. Leverone, "Performance modelling and simulation of a 100 km Hybrid sounding Rocket," University of KwaZulu-Natal, 2013.
- [42] G. Di Martino, P. Malgieri, C. Carmicino, and R. Savino, "A simplified computational fluid-dynamic approach to the oxidizer injector design in hybrid rockets," *Acta Astronaut.*, vol. 129, pp. 8–21, 2016.
- [43] H. Tian, X. Sun, Y. Guo, and P. Wang, "Combustion characteristics of hybrid rocket motor with segmented grain," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 46, pp. 537–547, 2015.
- [44] F. Maggi, G. Gariani, L. Galfetti, and L. T. Deluca, "Theoretical analysis of hydrides in solid and hybrid rocket propulsion," *Int. J. Hydrogen Energy*, vol. 37, no. 2, pp. 1760–1769, 2012.
- [45] NASA, *Solid rocket motor nozzles*. 1975.
- [46] R. W. Miller, *Flow Measurement Engineering Handbook*, Third Edit. New York: McGraw-Hill, 1996.
- [47] S. DI BETTA, "Viscosity and Regression Rate Measurements of Paraffin-Based Hybrid Solid Fuels," Politecnico di Milano, 2013.
- [48] D. K. Huzel and D. H. Huand, *Design of liquid propellant rocket engines*, 2nd ed. NASA, 1967.
- [49] K. K. Kuo and R. Acharya, *Applications of Turbulent and Multi-Phase Combustion*. John Wiley & Sons, 2012.
- [50] Y. Cengel and A. J. Ghajar, *Transferencia de Calor y masa*, 4th ed. McGraw-Hill, 2011.
- [51] R. G. Budynas and J. Keith Nisbett, *Diseño en ingeniería mecánica de Shigley*, 9th ed. McGraw-Hill, 2012.

Anexo I Modelamiento Teórico de la descarga de un tanque cargado con N_2O 

Anexo II Catálogos comerciales de elementos del banco de pruebas

[Single-Board Hardware / DS1104 R&D Controller Board](#)

DS1104 R&D Controller Board

Cost-effective system for controller development

Highlights

- Single-board system with real-time hardware and comprehensive I/O
- Cost-effective
- PCI/PCIe (PCI Express) hardware for use in PCs



Application Areas

The real-time hardware based on PowerPC technology and its set of I/O interfaces make the controller board an ideal solution for developing controllers in various fields, such as drives, robotics, and aerospace. The board is used in many university laboratories.

Key Benefits

The DS1104 R&D Controller Board is a cost-effective entry-level system with I/O interfaces and a real-time processor on a single board that can be plugged directly into a PC. It upgrades your PC to a development tool for rapid control prototyping and is ideal for developing smaller control applications or for education purposes. Real-Time Interface (RTI, p. 56) provides Simulink® blocks for graphical I/O configuration. The board can be installed in virtually any PC with a free PCI or PCIe slot.

Technical Details

Parameter		Specification
Processor		■ MPC8240 processor with PPC 603e core and on-chip peripherals ■ 64-bit floating-point processor ■ CPU clock: 250 MHz ■ 2 x 16 KB cache, on-chip
Memory	Global memory	■ 32 MB SDRAM
	Flash memory	■ 8 MB
Timer	4 general-purpose timers	■ 32-bit down counter ■ Reload by hardware ■ 80-ns resolution
	1 sampling rate timer (decrementer)	■ 32-bit down counter ■ Reload by software ■ 40-ns resolution
	1 time base counter	■ 64-bit up counter ■ 40-ns resolution
Interrupt controller		■ 5 timer interrupts ■ 2 incremental encoder index line interrupts ■ 1 UART interrupt ■ 1 slave DSP interrupt ■ 1 slave DSP PWM interrupt ■ 5 A/D converter (end of conversion) interrupts ■ 1 host interrupt ■ 4 external interrupts (user interrupts)
A/D converter	Channels	■ 4 multiplexed channels equipped with one sample & hold A/D converter (1x16-bit) ■ 4 parallel channels each equipped with one sample & hold A/D converter (4x12-bit) ■ Note: 5 A/D converter channels (1x16-bit and 4x12-bit) can be sampled simultaneously
	Resolution	■ Multiplexed channels: 16 bit ■ Parallel channels: 12 bit
	Input voltage range	■ ± 10 V
	Conversion time	■ Multiplexed channels: 2 μs¹⁾ ■ Parallel channels: 800 ns¹⁾
	Offset error	■ ± 5 mV
	Gain error	■ Multiplexed channels: $\pm 0.25\%$ ■ Parallel channels: $\pm 0.5\%$
	Offset drift	■ 40 μ V/K
	Gain drift	■ 25 ppm/K
	Signal-to-noise ratio	■ Multiplexed channels: >80 dB ■ Parallel channels: >65 dB
D/A converter	Channels	■ 8 channels
	Resolution	■ 16-bit
	Output range	■ ± 10 V
	Settling time	■ Max. 10 μ s (full-scale, accuracy $\frac{1}{2}$ LSB)
	Offset error	■ ± 1 mV
	Gain error	■ $\pm 0.1\%$
	Offset drift	■ 130 μ V/K
	Gain drift	■ 25 ppm/K
	Signal-to-noise ratio	■ >80 dB
	$I_{\max}$	■ ± 5 mA
Digital I/O	Channels	■ 20-bit parallel I/O ■ Single bit selectable for input or output
	Voltage range	■ TTL input/output levels
	$I_{\text{out, max}}$	■ ± 5 mA

¹⁾ Speed and timing specifications describe the capabilities of the hardware components and circuits of our products. Depending on the software complexity, the attainable overall performance figures can deviate significantly from the hardware specifications.

Parameter		Specification	
Digital incremental encoder interface	Channels	2 independent channels - Selectable single-ended (TTL) or differential (RS422) input (software programmable for each channel)	
	Position counters	24-bit resolution - Max. 1.65 MHz input frequency, i.e., fourfold pulse count up to 6.6 MHz - Counter reset or reload via software	
	Sensor supply voltage	5 V/0.5 A	
Serial interface	Configuration	- Single UART (universal asynchronous receiver and transmitter) with FIFO - PLL-driven UART for accurate baud rate selection - RS232/RS422/RS485 compatibility	
	Baud rate	- Up to 115.2 kBd (RS232) - Up to 1 MBd (RS422/RS485)	
Slave DSP	Type	- Texas Instruments TMS320F240 DSP 16-bit fixed-point processor	
	Clock rate	20 MHz	
	Memory	64Kx16 external code memory 28Kx16 external data memory 4Kx16 dual-port memory for communication 32 KB flash memory	
	I/O channels ¹⁾	10 PWM outputs 4 capture inputs 1 serial peripheral interface	
	Input voltage range	- TTL input/output level - A/D converter inputs: 0 ... 5 V	
	Output current	Max. ±13 mA	
Host interface (requires one PCI or one PCIe x 1 slot)		PCI	PCIe
Physical characteristics	Physical size	185 x 107 mm (7.28 x 4.2 in)	220 x 111 mm (8.66 x 4.3 in)
	Ambient temperature	0 ... 55 °C (32 ... 131 °F)	0 ... 55 °C (32 ... 131 °F)
	Cooling	Active cooling by fan	Active cooling by fan
	Power consumption	18.5 W	Please inquire
	Power supply	+5 V ±5%, 2.5 A +12 V ±5%, 0.3 A -12 V ±5%, 0.2 A	Please inquire

¹⁾ The exact number of I/O channels depends on your configuration and is described in the user documentation.

Connector Panels

All I/O signals of the DS1104 R&D Controller Board can usually be accessed via adapter cables. A more convenient solution is I/O access via connector panels, which make the signals available in either a 19" rack or a 19" desktop box. The panels are tailored to a specific controller board, so that you have all the signals for easy connection to the real world at your disposal.

Demo Equipment

For educational and training purposes, dSPACE also offers demo equipment for the DS1104 R&D Controller Board. The demo equipment comprises hardware for the simulation of typical mechanical positioning systems, and cables for connection to the controller boards.

■ Demo Equipment (p. 363)

Connector and LED Panels

Easy access to I/O signals with BNC and Sub-D connectors

Highlights

- Access analog signals via BNC connectors
- Access digital signals via Sub-D connectors
- Sub-D connectors are grouped according to I/O channels or functional units
- LED panels indicate the status of the board's digital signals



			Connector Panel	Connector/LED Combi Panel
Board	BNC Connectors	Sub-D Connectors	Width	Width
DS1104 (p. 356)	■ 8 ADC inputs ■ 8 DAC outputs	■ Digital I/O ■ Slave DSP I/O ■ Incremental encoder interfaces ■ Serial interfaces	9 MU ¹⁾	14 MU ¹⁾

¹⁾ MU = measurement unit (1.2" / 30.5 mm)

Order Information

Product	Order Number
Connector Panel for DS1104 R&D Controller Board	■ CP1104
Connector/LED Combi Panel for DS1104 R&D Controller Board	■ CLP1104

Modelo E: Antideflagrante

El modelo E Swagelok está específicamente diseñado para satisfacer los requisitos de duración y rendimiento en aplicaciones industriales que exigen cualidades antideflagrantes, como en la monitorización de fuentes y mediciones de refinado, electroquímicas, de petróleo y gas en plantas costeras y medición de gas.

Características

- Resistente a picos de presión, vibraciones y entrada de humedad según IP67/NEMA 4X



Señales de salida

- 4 a 20 mA
- 1 a 5 V (cc)

Conectores eléctricos

- Conexión de 1/2 pulg NPT macho con cable protegido de 1,8 m (6 pies) (IP67/NEMA 4X)

Conexiones finales a proceso

Diafragma interno

- Adaptador a tubo Swagelok
- Roscas cónicas: NPT y PT macho (ISO 7/1)
- Roscas paralelas: EN (RG)

Diafragma enrasado

- Diafragma enrasado EN

Temperatura de servicio

- Fluido: -30 a 100°C (-22 a 212°F)
- Entorno: -30 a 100°C (-22 a 212°F)
- Almacenamiento: -40 a 105°C (-40 a 221°F)
- Rango compensado: 0 a 80°C (32 a 176°F)

Datos eléctricos

- Alimentación:
 - 10 a 30 V (cc) para señal de salida de 4 a 20 mA
 - 6 a 30 V (cc) para señal de salida de 1 a 5 V (cc)

Aprobaciones / Cumplimiento

- CSA (Canadá y EE.UU.) y FM:
 - Clase I, Div. 1, Grupos A, B, C y D
 - Clase II/III, Div. 1, Grupos E, F, G
- Clase de temperatura:
 - T6 a temperatura ambiente máx. de 60°C (140°F)
 - T4 a temperatura ambiente máx. de 105°C (221°F)

A Rango de presión

Vea las páginas 10 y 11.

B Señal de salida

- 1 = 4 a 20 mA
- 4 = 1 a 5 V (cc)

C Conector eléctrico

- 9 = Conexión de 1/2 pulg NPT macho con cable protegido de 1,8 m (6 pies) (IP67/NEMA 4X)

D Conexión a proceso

Diafragma interno

AO = 1/4 pulg NPT macho

- AP = 1/2 pulg NPT macho
- AQ = 1/4 pulg adaptador a tubo Swagelok
- BG = 3/8 pulg adaptador a tubo Swagelok
- AR = 1/2 pulg adaptador a tubo Swagelok
- AS = 6 mm adaptador a tubo Swagelok
- BH = 10 mm adaptador a tubo Swagelok
- AT = 12 mm adaptador a tubo Swagelok
- AV = G1/4B EN (1/4 RG)^①
- AW = G1/2B EN (1/2 RG)^①
- BD = R1/4 PT (1/4 ISO 7 cónica)
- BE = R1/2 PT (1/2 ISO 7 cónica)

Diafragma enrasado

- BV = Diafragma enrasado G1/2B EN
- BJ = Diafragma enrasado G1B EN

^① Se pueden usar con adaptadores Swagelok RG.

E Opciones (Vea las páginas 3 y 14.)

Para múltiples opciones añada los indicadores en orden alfabético.

- A = Limpieza especial, ASME B40.1 Nivel IV^①
- C = Certificado de Calibración de 11 Puntos traceable según DKD, EN 10204 3.1
- D = Certificado de Cumplimiento de Materiales Generales, EN 10204 2.2
- E = Certificado de Ensayos de Materiales, EN 10204 3.1, número de colada traceable
- F = Certificado de Precisión, EN 10204 2.2
- T = Cable de 3,0 m (10 pies)
- Y = Cable de 6,1 m (20 pies)
- Z = Cable de 9,1 m (30 pies)

Sólo para modelos con diafragma enrasado

- V = Diafragma enrasado de aleación C-22 (para rangos de presión $\geq 0,25$ bar [3,6 psi, 0,025 MPa, 0,25 kg/cm², 25 kPa]; requiere conexión a proceso BV o BJ)
- W = Junta tórica de EPDM
- X = Junta tórica de FKM/FPM fluorocarbono

Indicadores de rangos de presión—Todos los modelos

bar

Rango de presión		Indicador	Rango exceso presión	Rango de rotura	Tipo de sensor
Minima	Máxima				
Bar, referencia de manómetro					
Vacío -1	0	AC0	1	2	Piezoresistivo
	0,6	AC.6 ^①	4	4,8	
	3	AC3	17	20,5	
	5	AC5	35	42	
	9	AC9	35	42	
	15	AC15	80	96	
	25	AC25	50	250	
0	0,1	AG.1	1	2	Piezoresistivo
	0,16	AG.16	1,5	2	
	0,25	AG.25	2	2,4	
	0,4	AG.4 ^②	2	2,4	
	0,6	AG.6	4	4,8	
	1	AG1	5	6	
	1,6	AG1.6 ^①	10	12	
	2,5	AG2.5	10	12	
	4	AG4	17	20,5	
	6	AG6	35	42	
	10	AG10	35	42	
	16	AG16	80	96	
	25	AG25	50	250	
	40	AG40	80	400	Película metálica delgada
	60	AG60	120	400	
	100	AG100	200	800	
	160	AG160	320	1 000	
	250	AG250	500	1 200	
	400	AG400 ^③	800	1 500	
600	AG600 ^{④⑤}	1 200	1 500		
1 000	AG1000	1 500	3 000		
Bar absolutos					
0	0,25	AA.25	2	2,4	Piezoresistivo
	0,4	AA.4	2	2,4	
	0,6	AA.6	4	4,8	
	1	AA1	5	6	
	1,6	AA1.6 ^①	10	12	
	2,5	AA2.5	10	12	
	4	AA4	17	20,5	
	6	AA6	35	42	
	10	AA10	35	42	
	16	AA16	80	96	

① Mínima para diafragma enrasado G1/2 EN; máxima para diafragma enrasado G1B EN.

② Mínima para el modelo E.

③ Máxima para adaptadores a tubo Swagelok de 10 y 12 mm y 3/8 y 1/2 pulg.

④ Máxima para diafragma enrasado G1/2B EN.

⑤ Máxima para adaptadores a tubo Swagelok de 6 mm y 1/4 pulg y rosca de 1/4 pulg NPT.

psi

Rango de presión		Indicador	Rango exceso presión	Rango de rotura	Tipo de sensor
Mínima	Máxima				
Psi, referencia de manómetro					
Vacío -30 pulg Hg	0	NC0	72	87	Piezoresistivo
	30	NC30 ^①	140	170	
	60	NC60	140	170	
	100	NC100	140	170	
	160	NC160	500	600	
	200	NC200	500	600	
	300	NC300	500	600	
0	5	NG5 ^②	72	87	Piezoresistivo
	10	NG10	72	87	
	15	NG15	72	87	
	25	NG25	72	87	
	30	NG30 ^①	72	87	
	50	NG50	140	170	
	60	NG60	240	290	
	100	NG100	240	290	
	160	NG160	500	600	
	200	NG200	500	600	
	250	NG250	500	600	
	300	NG300	500	600	
	400	NG400	1 160	1 390	Película metálica delgada
	500	NG500	1 160	5 800	
	600	NG600	1 740	7 970	
	750	NG750	1 740	7 970	
	1 000	NG1000	2 900	11 600	
	1 500	NG1500	4 640	14 500	
	2 000	NG2000	4 640	14 500	
	3 000	NG3000	7 250	17 400	
	5 000	NG5000 ^③	11 600	24 650	
	8 000	NG8000 ^④	17 400	34 800	
	10 000	NG10K ^⑤	21 750	43 500	
	15 000	NG15K	21 750	43 500	
psi absolutos					
0	15	NA15	72	87	Piezoresistivo
	25	NA25 ^①	72	87	
	50	NA50	140	170	
	100	NA100	240	290	
	250	NA250	500	600	
	500	NA500	1 160	5 800	Película metálica delgada

Specifications Typical* at $T_A = +25^{\circ}\text{C}$ and +24VDC supply voltage

Module	DSCA32
Input Range	0-20mA or 4-20mA
Input Resistance	
Normal	<100Ω
Power Off	<100Ω
Overload	65kΩ
Input Protection	
Continuous	240Vrms max
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1
Output Range	See Ordering Information
Load Resistance (I_{OUT})	600Ω max
Current Limit	8mA (V_{OUT}), 30mA (I_{OUT})
Output Protection	
Short to Ground	Continuous
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1
CMV, Input to Output, Input to Power	
Continuous	150Vrms max
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1
CMV, Output to Power	
Continuous	50VDC max
CMR (50Hz or 60Hz)	105dB
Accuracy†	±0.03% Span
Linearity	±0.01% Span
Adjustability	±5% Zero and Span
Stability	
Offset	±6ppm/°C (V_{OUT}), ±20ppm/°C (I_{OUT})
Gain	±40ppm/°C
Output Noise, 100kHz Bandwidth	300μVrms (V_{OUT}), 1μArms (I_{OUT})
Bandwidth, -3dB	100Hz
NMR (-3dB at 100Hz)	100dB/decade Above 100Hz
Response Time, 90% Span	5ms
Power Supply	
Voltage	15 to 30VDC
Current	25mA (V_{OUT}), 55mA (I_{OUT})
Sensitivity	±0.0001%/%
Protection	
Reverse Polarity	Continuous
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1
Environmental	
Operating Temperature Range	-40°C to +80°C
Storage Temperature Range	-40°C to +80°C
Relative Humidity	0 to 95% Noncondensing
Emissions EN61000-6-4	ISM, Group 1
Radiated, Conducted	Class A
Immunity EN61000-6-2	ISM, Group 1
RF	Performance A ±0.5% Span Error
ESD, EFT	Performance B
Mechanical Dimensions	
(h)(w)(d)	2.95" x 0.89" x 4.13"
Mounting	(75mm x 22.5mm x 105mm) DIN EN 50022 -35x7.5 or -35x15 rail

NOTES:

* Contact factory or your local Dataforth sales office for maximum values.

(1) Includes linearity, hysteresis and repeatability.

Installation Notes:

- 1.) This Equipment is Suitable for Use in Class I, Division 2, Groups A, B, C, D, or Non-Hazardous Locations Only.
- 2.) Warning - Explosion Hazard - Substitution of Components May Impair Suitability for Class I, Division 2.
- 3.) Warning - Explosion Hazard - Do Not Disconnect Equipment Unless Power Has Been Switched Off or The Area is Known to be Non-Hazardous.

Ordering Information

Model	Input Range	Output Range†
DSCA32-01	4mA to 20mA	2, 3, 4
DSCA32-02	0mA to 20mA	2, 3, 4
DSCA32-03	±20mA	1

***Output Ranges Available**

Output Range	Part No. Suffix	Example
1. -10V to +10V	NONE	DSCA32-03
2. 0V to +10V	NONE	DSCA32-01
3. 4 to 20mA	C	DSCA32-01C
4. 0 to 20mA	E	DSCA32-01E

FN3030

Load Cell Tension and Compression

STANDARD RANGES

Ranges in N (FS)	50	100	200	500	1k	2k	5k	10k	20k	50k	100k
Ranges in lbf	10	20	40	100	200	400	1k	2k	4k	10k	20k
Stiffness in N/m	8.1×10^5	1.3×10^6	2.2×10^6	1.4×10^7	2.1×10^7	2.9×10^7	7.8×10^7	9.3×10^7	1.3×10^8	2.0×10^8	3.0×10^8
Stiffness in lbf/ft	5.5×10^4	9.2×10^4	1.5×10^5	9.5×10^5	1.4×10^6	1.9×10^6	5.3×10^6	6.3×10^6	8.9×10^6	1.3×10^7	2.0×10^7
Material	Aluminum						Stainless steel				

PERFORMANCE SPECIFICATIONS (typical values at temperature 23±3°C)

PARAMETERS	
Operating Temperature Range (OTR)	-20 to +80° C [-4 to 176° F]
Compensated Temperature Range (CTR)	0 to +60° C [32 to 140° F]
Thermal Zero Shift in CTR	<0.5% F.S./ 50° C [1/100° F]
Thermal Sensitivity Shift in CTR	<1% of reading / 50° C [1/100° F]
Over-Range	
Without Damage	1.5 x F.S.
Without Destruction	3 x F.S.
Accuracy	
Combined Non-Linearity & Hysteresis	±0.1% F.S

Electrical Characteristics

Model	FN3030 ¹	FN3030-A1	FN3030-A2
Supply Voltage	1 to 10 Vdc regulated	10 to 30Vdc	±15Vdc (±12 to ±18Vdc)
Sensitivity "FSO" ²	±2mV/V	±2V ±0.2V	±5V ±0.2V
Zero Offset	<±1mV	2.5V ±0.2V	0V ±0.2V
Input Impedance/Consumption	350 to 700Ω	<50mA	<50mA
Output Impedance	350 to 700Ω	1 kΩ ⁶	1 kΩ ⁶
Insulation under 50Vdc	≥100MΩ	≥100MΩ	≥100MΩ

Notes

1. Sensors are calibrated with 10Vdc power supply as standard.
2. Signal goes positive in tension with standard wiring configuration. Other signal output on request
3. Electrical Termination: Cable gland termination; 2 m cable length standard
4. Material: Body in stainless steel or aluminum alloy depending on F.S., with stainless steel cover
5. Protection Index: IP50 (other levels available on request)
6. Output impedance < 100Ω on request
7. CE conformance according to EN 61010-1, EN 50081-1, EN 50082-1

Specifications

 Typical* at $T_A = +25^{\circ}\text{C}$ and +24VDC supply voltage

Model	DSCA40	DSCA41
Input Range	+10mV to +100mV	$\pm 1\text{V}$ to $\pm 40\text{V}$
Input Bias Current	$\pm 0.5\text{nA}$	$\pm 0.05\text{nA}$
Input Resistance		
Normal	50M Ω	500k Ω min
Power Off	65k Ω	500k Ω min
Overload	65k Ω	500k Ω min
Input Protection		
Continuous	240Vrms max	*
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1	*
Output Range	See Ordering Information	*
Load Resistance (I_{out})	600 Ω max	*
Current Limit	8mA (V_{out}), 30mA (I_{out})	*
Output Protection		
Short to Ground	Continuous	*
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1	*
CMV, Input to Output, Input to Power		
Continuous	1500Vrms max	*
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1	*
CMV, Output to Power		
Continuous	50VDC max	*
CMR (50Hz or 60Hz)	100dB	*
Accuracy†	$\pm 0.03\%$ Span	*
Linearity	$\pm 0.01\%$ Span	*
Adjustability	$\pm 5\%$ Zero and Span	*
Stability		
Input Offset	$\pm 0.5\mu\text{V}/^{\circ}\text{C}$	$\pm 5\mu\text{V}/^{\circ}\text{C}$
Output Offset	$\pm 6\text{ppm}/^{\circ}\text{C}$ (V_{out}), $\pm 20\text{ppm}/^{\circ}\text{C}$ (I_{out})	*
Zero Suppression	$\pm 50\text{ppm}/(\text{V})^2/^{\circ}\text{C}$	*
Gain	$\pm 35\text{ppm}/^{\circ}\text{C}$	$\pm 55\text{ppm}/^{\circ}\text{C}$
Output Noise, 100kHz Bandwidth	500 μVrms (V_{out}), 2 μArms (I_{out})	*
Bandwidth, -3dB	3kHz	*
NMR	100dB/decade above 3kHz	*
Response Time, 90% Span	170 μs	*
Power Supply		
Voltage	15 to 30VDC	*
Current	25mA (V_{out}), 55mA (I_{out})	*
Sensitivity	$\pm 0.0001\%/V$	*
Protection		
Reverse Polarity	Continuous	*
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1	*
Environmental		
Operating Temperature Range	-40°C to $+80^{\circ}\text{C}$	*
Storage Temperature Range	-40°C to $+80^{\circ}\text{C}$	*
Relative Humidity	0 to 95% Noncondensing	*
Emissions EN61000-6-4	ISM, Group 1	*
Radiated, Conducted	Class A	*
Immunity EN61000-6-2	ISM, Group 1	*
RF	Performance A $\pm 0.5\%$ Span Error	*
ESD, EFT	Performance B	*
Mechanical Dimensions	2.95" x 0.89" x 4.13"	*
(h)(w)(d)	(75mm x 22.5mm x 105mm)	*
Mounting	DIN EN 50022 -35x7.5 or -35x15 rail	*

NOTES:

*Contact factory or your local Dataforth sales office for maximum values.

† Same specification as DSCA40.

(1) Includes linearity, hysteresis and repeatability.

 (2) V_o is the nominal input voltage that results in 0V or 0mA output.

Installation Notes:

- 1) This Equipment is Suitable for Use in Class I, Division 2, Groups A, B, C, D, or Non-Hazardous Locations Only.
- 2) Warning - Explosion Hazard - Substitution of Components May Impair Suitability for Class I, Division 2.
- 3) Warning - Explosion Hazard - Do Not Disconnect Equipment Unless Power Has Been Switched Off or The Area is Known to be Non-Hazardous.

Ordering Information

Model	Input Range	Output Range ¹
DSCA40-01	-10mV to +10mV	1
DSCA40-02	-50mV to +50mV	1
DSCA40-03	-100mV to +100mV	1
DSCA40-04	-10mV to +10mV	2, 3, 4
DSCA40-05	-50mV to +50mV	2, 3, 4
DSCA40-06	-100mV to +100mV	2, 3, 4
DSCA40-07	0 to +10mV	2, 3, 4
DSCA40-08	0 to +50mV	2, 3, 4
DSCA40-09	0 to +100mV	2, 3, 4
DSCA41-01	-1V to +1V	1
DSCA41-02	-5V to +5V	1
DSCA41-03	-10V to +10V	1
DSCA41-04	-1V to +1V	2, 3, 4
DSCA41-05	-5V to +5V	2, 3, 4
DSCA41-06	-10V to +10V	2, 3, 4
DSCA41-07	-20V to +20V	1
DSCA41-08	-20V to +20V	2, 3, 4
DSCA41-09	-40V to +40V	1
DSCA41-10	-40V to +40V	2, 3, 4
DSCA41-11	0 to +1V	2, 3, 4
DSCA41-12	0 to +5V	2, 3, 4
DSCA41-13	0 to +10V	2, 3, 4
DSCA41-14	0 to +20V	2, 3, 4
DSCA41-15	0 to +40V	2, 3, 4

¹Output Ranges Available

Output Range	Part No. Suffix	Example
1. -10V to +10V	NONE	DSCA40-01
2. 0V to +10V	NONE	DSCA40-04
3. 4 to 20mA	C	DSCA40-04C
4. 0 to 20mA	E	DSCA40-04E

High-Temperature Pressure Sensor

for Combustion Engine Measurements

Type 6045B...

This uncooled precision high-temperature pressure sensor has very high sensitivity and excellent thermodynamic characteristics. It is mounted with shoulder sealing in an M8x0,75 bore.

- Mounting dimensions compatible with pressure sensors Type 6041... and 6045A
- Low thermal shock error
- Low sensitivity shift over the whole temperature range
- High accuracy and high sensitivity
- Very low linearity deviation
- Long service life with modified pressure-resistant crystal-package (for pre-ignition)

Description

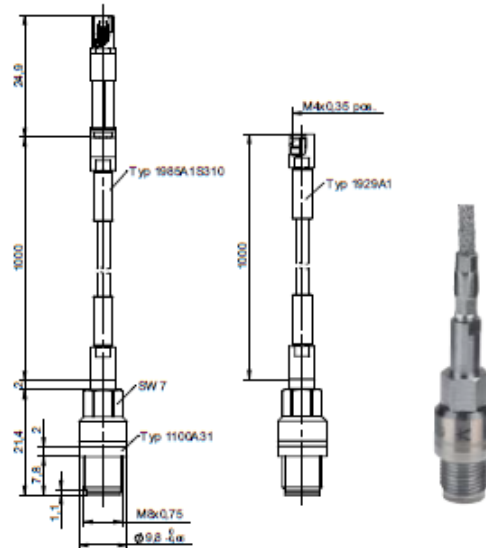
The Type 6045B... uses a PiezoStar® crystal for very high sensitivity in a compact form. A modified crystal package with an improved pressure - resistant design is withstanding higher pressure peaks (pre-ignition).

The mounting dimensions of this sensor are compatible with the water-cooled sensor Type 6041... . The durable optimized diaphragm with low thermal shock sensitivity guarantees precise measurement. Very efficient heat dissipation allows a maximum operating temperature of 350 °C. The change of sensitivity over the temperature range was brought to an even lower level and is now only $\pm 1\%$. New material combinations result in that improvement.

Applications

The 6045B... is an excellent general purpose engine sensor. Its robust design makes it suitable for both knock measurement and thermodynamic investigations.

As an uncooled design it is also ideally suited for onboard use in in-vehicle testing.



Technical Data

Measuring range	bar	0 ... 250
Calibrated partial ranges	bar	0 ... 100, 0 ... 150 0 ... 200, 0 ... 250
RT, 150°, 250°, 350°C		
Overload	bar	300
Sensitivity	pC/bar	≈ -35
Natural frequency	kHz	76
Linearity, all ranges (at 23 °C)	%/FSO	≤ ±0,3
Acceleration sensitivity		
axial	bar/g	≤ 0,0015
radial	bar/g	≤ 0,0002
Operating temperature range	°C	-20 ... 350
Temperature, min./max.	°C	-40 ... 400
Sensitivity shift		
RT ... 350 °C	%	≤ ±1
250 °C ±100 °C	%	≤ ±0,5
Thermal shock error		
(at 1500 1/min, IMEP = 9 bar)		
Δp (short-term drift)	bar	≤ ±0,2
ΔIMEP	%	≤ ±1
Δpmax	%	≤ ±1
Insulation resistance at 20 °C	Ω	≥ 10 ¹³
Tightening torque, greased	N·m	6
Capacitance, without cable	pF	11
Weight with cable	g	26,1
Connector, ceramic insulator	-	M4x0,35

Page 1/3

This information corresponds to the current state of knowledge. Kistler reserves the right to make technical changes. Liability for consequential damage resulting from the use of Kistler products is excluded.

©2014 ... 2015, Kistler Group, Eulachstrasse 22, 8408 Winterthur, Switzerland
 Tel. +41 52 224 11 11, Fax +41 52 224 14 14, info@kistler.com, www.kistler.com
 Kistler is a registered trademark of Kistler Holding AG.

Mounting

Direct:

The pressure sensor Type 6045B... can be installed in directly flush with the combustion chamber or recessed into an M8x0,75 bore. Figure 1 shows the first arrangement, which is preferable in order to avoid pipe oscillations. To reduce the thermal effect on the sensor, a recessed mounting position (up to 2mm) is recommended. An alternative installation method uses a mounting position with a small diameter bore in front of the diaphragm. This offers excellent thermal shock protection but can be prone to pipe oscillations (Figure 2). The bore must be exactly to specification (Figure 1 and 2). Kistler's tap Type 1361 allows you to achieve the required tolerances.

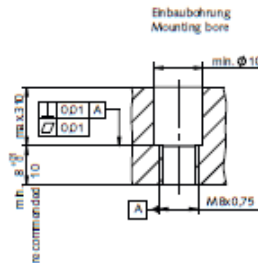


Bild 1: Mounting bore

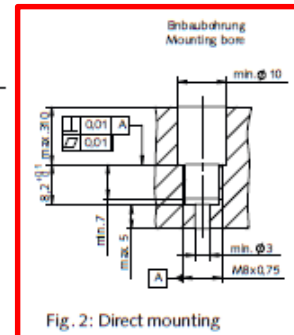


Fig. 2: Direct mounting

Sleeve:

Where space allows or if the cylinder head water jacket is damaged, it is advisable to use a mounting sleeve, custom versions of which are manufactured. Figure 3 shows the design of a sleeve with an M12x1,25 thread. Another advantage of sleeves is that the actual sensor bore can be machined very accurately in the sleeve. Kistler will prepare drawings for your particular situation on request.

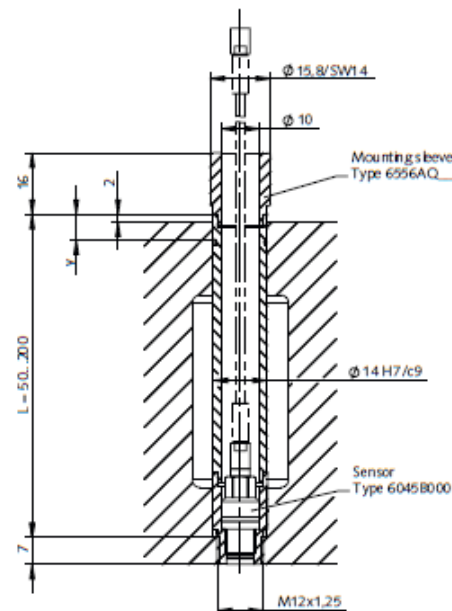


Fig. 3: Mounting sleeve type 6556AQ...

Included Accessory

- Adapter M4 neg. – BNC pos.
(not for PiezoSmart®)

Type/Art. No.

1705

Optional Accessories

- Spare metal-sheathed cable, L = 1 m
- Spare PiezoSmart® metal-sheathed cable for type 6045AS...
- PiezoSmart® extension cable
- Cr-Ni seal ring
- Adapter M4 neg. – KIAG 10-32 neg.
- Dummy sensor
- Extraction tool Type 6477
- Mounting sleeve M12x1,25 (custom made)
- Adapter for pressure generator Type 6904
- Adapter for pressure generator Type 6905A
- Tap M8x0,75
- Mounting key SW10/SW7 (L = 180)
- Mounting key SW10/SW7 (L = 250)
- Mounting key SW10/SW7 (L = 310)
- Torque wrench (4 ... 20 N·m)
- Fork wrench insert SW10 for Type 1300A10 and Type 1300A39
- Engine adapter M14/M8 (flush mounted Type 6045B)
- Temperature dummy

Type/Art. No.

1929A1
1985A15311
1987B...
1100A31
1700A13
6477
1319
6556AQ...
6589
6904
6929
1361
1300A10
1300A10Q01
1300A10Q02
1300A39
1300A123
6589Q01
6045AT

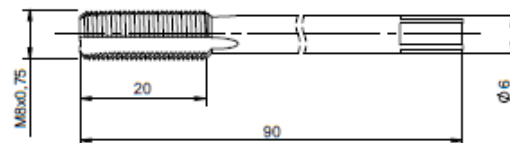


Fig. 4: M8x0,75 tap Type 1361

4. Technical Data

Piezoresistive Amplifier Type 4665B...

Number of channels		2
Gain		10 ... 270
Additional gain		1 ... 10 (in 0,1)
Error (0 ... 60 °C)	%	<±0,3
typically (25° C)	%	±0,1
Output voltage	V	0 ... ±10
Output current	mA	0 ... ±2
Output impedance	Ω	10
Zero point, setting range with reference to the input	mV	-100 ... 500
Output noise signal		
(0,1 Hz ... 1 MHz) up to adj. ≤100 Filter off	mV _{pp}	<20
(0,1 Hz ... 1 MHz) up to adj. ≤100 Filter 30 kHz	mV _{pp}	<10
(0,1 Hz ... 1 MHz) up to adj. ≤270 Filter off	mV _{pp}	<40
(0,1 Hz ... 1 MHz) up to adj. ≤270 Filter 30 kHz	mV _{pp}	<20
Frequency range (20 V _{pp} , -3 dB), up to Amplif. 10 ... 270	kHz	0 ... >90
Low pass filter Butterworth, 2nd order, selectable (-3 dB)	Hz kHz	10, 30, 100, 300 2, 3, 10, 30
Linearity adjustment (polynomial 2nd degree)	%	-3 ... 3 (in 0.1)
"Overload" threshold	V	±11
Temperature output analog		
Sensitivity	mV/°C	10
Frequency	Hz	1
Max. error	°C	±2,5
Temperature output signal		
Temperature output	—	CAN bus
Frequency range	kHz	0 ... ≈5
Resolution	bit	12
Additional zero point shift	V	-8 or -10
Power supply (module)		via SCP
Weight	kg	≈0,32

Sensor

Sensor supply (I ref)	mA	1 or 4
Maximum load (I ref: 4 mA)	kΩ	5
Minimum load (I ref: 1 mA)	kΩ	20

Interface sensor identification

Connection in accordance with IEEE 1451.4		
Maximum length for extension cable	m	10
Temperature range for PiezoSmart coupling	°C	-20 ... 85

Connections

Signal inputs	Type	103 (Fischer 5 pin)
Signal outputs	Type	BNC neg.
Activation, outputs, supply	Type	64 pin DIN 41612
Signal input/output	Type	D-Sub 9 pin neg.
Trigger operating time acquisition, temperature		

Rugged Pipe Plug Thermocouple Probe

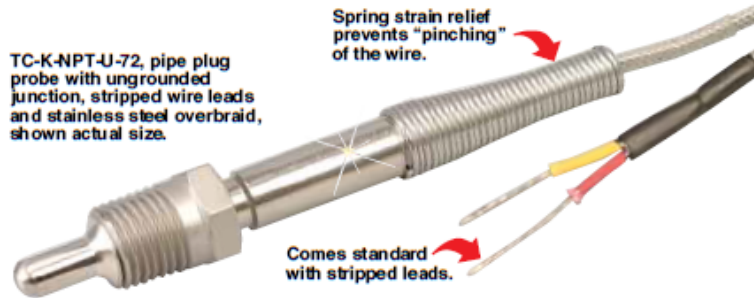


TC-(*)-NPT Series

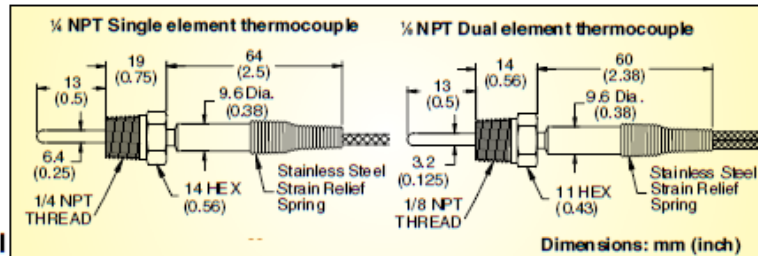
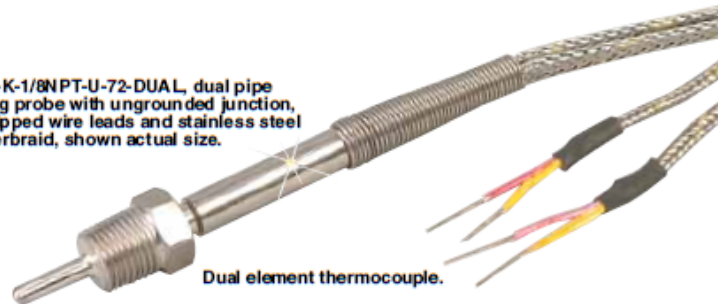


- ✓ Rugged 304 SS Design with Strain Relief Spring
- ✓ Single and Dual Elements
- ✓ 1/4 or 1/8 NPT Mounting Thread
- ✓ 2 m (80") Stainless Steel Braid Over Fiberglass Lead Wire
- ✓ 20 AWG, Stranded for 1/4 NPT 24 AWG, Stranded for 1/8 NPT Stainless Steel Overbraid—Resists Abrasions and Cuts, Yet Remains Flexible
- ✓ Withstands Pressures to 2500 psi at Ambient Temperatures
- ✓ Grounded and Ungrounded Junction Is Ideal For Vessel Application, Pressurized Chambers and Pipelines
- ✓ Exposed Junction Designed For Air Temperature Measurement and Monitoring of Gas Streams
- ✓ Stripped Leads Standard SMPW Connectors, Optional
- ✓ Choice J, K, T or E Thermocouple Types
- ✓ Grounded, Ungrounded or Exposed Junctions
- ✓ Special Custom Designs Having Different NPT Threads, Tip Diameters or Tip Lengths are Also Available
- ✓ Flush Tip Available, Consult Custom Engineering
- ✓ Probe Temperature Range to 650°C (1200°F)
- ✓ Transition Joint/Cable Temperature Range to 480°C (900°F)

TC-K-NPT-U-72, pipe plug probe with ungrounded junction, stripped wire leads and stainless steel overbraid, shown actual size.



TC-K-1/8NPT-U-72-DUAL, dual pipe plug probe with ungrounded junction, stripped wire leads and stainless steel overbraid, shown actual size.



To Order

Mounting Thread	Model No.
1/4	TC-(*)-NPT-(**)-72
	TC-(*)-1/4 NPT-(**)-72-DUAL
	TC-(*)-1/4 NPT-(**)-72-SMP-DUAL
	TC-(*)-1/4 NPT-(**)-72-SMP-DUAL
1/8	TC-(*)-1/8 NPT-(**)-72
	TC-(*)-1/8 NPT-(**)-72-DUAL
	TC-(*)-1/8 NPT-(**)-72-SMP
	TC-(*)-1/8 NPT-(**)-72-SMP-DUAL

* Specify calibration: J, K, T or E.

** Specify junction type: G (Grounded), E (Exposed), U (Ungrounded).

For lead wire length over 2 m (80"), use additional price per 300 mm (12") increments and modify model number.

Ordering Example: TC-K-NPT-G-72, pipe plug style, Type K grounded junction thermocouple with 1/4 NPT thread and 72" long extension leads.

Specifications Typical* at $T_A = +25^{\circ}\text{C}$ and +24VDC supply voltage

Module	DSCA47
Input Range	Standard thermocouple temperature limits as per NIST monograph 175, ITS-90
Input Bias Current	~30nA
Input Resistance	
Normal	50M Ω
Power Off	65k Ω
Overload	65k Ω
Input Protection	
Continuous	240Vrms max
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1
Cold Junction Compensation	
Accuracy, $+5^{\circ}\text{C}$ to $+45^{\circ}\text{C}$	$\pm 0.5^{\circ}\text{C}$
Accuracy, -40°C to $+80^{\circ}\text{C}$	$\pm 1.25^{\circ}\text{C}$
Output Range	See Ordering Information
Load Resistance (I_{out})	600 Ω
Current Limit	8mA (V_{out}), 30mA (I_{out})
Output Protection	
Short to Ground	Continuous
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1
CMV, Input to Output, Input to Power	
Continuous	1500Vrms max
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1
CMV, Output to Power	
Continuous	50VDC max
CMR (50Hz or 60Hz)	160dB
Accuracy	See Ordering Information Below
Adjustability	$\pm 3\%$ Zero and Span
Stability	
Input Offset	$\pm 0.5\mu\text{V}/^{\circ}\text{C}$
Output Offset	$\pm 6\text{ppm}/^{\circ}\text{C}$ (V_{out}), $\pm 20\text{ppm}/^{\circ}\text{C}$ (I_{out})
Gain	$\pm 40\text{ppm}/^{\circ}\text{C}$
Output Noise, 100kHz Bandwidth	250 μVrms (V_{out}), 1 μArms (I_{out})
Bandwidth, ~3dB	3Hz
NMR	95dB at 60Hz, 85dB at 50Hz
Response Time, 90% Span	165ms
Open Input Response	Upscale
Open Input Detection Time	<5s
Power Supply	
Voltage	15 to 30VDC
Current	25mA (V_{out}), 55mA (I_{out})
Sensitivity	$\pm 0.0001\%/^{\circ}\text{C}$
Protection	
Reverse Polarity	Continuous
Transient	ANSI/IEEE C37.90.1
Environmental	
Operating Temperature Range	-40°C to $+80^{\circ}\text{C}$
Storage Temperature Range	-40°C to $+80^{\circ}\text{C}$
Relative Humidity	0 to 95% Noncondensing
Emissions EN61000-6-4	ISM, Group 1
Radiated, Conducted	Class A
Immunity EN61000-6-2	ISM, Group 1
RF	Performance A $\pm 0.5\%$ Span Error
ESD, EFT	Performance B
Mechanical Dimensions	2.95" x 0.89" x 4.13"
(h)(w)(d)	(75mm x 22.5mm x 105mm)
Mounting	DIN EN 50022 -35x7.5 or -35x15 rail

NOTES:

*Contact factory or your local Dataforth sales office for maximum values.

(†) Includes conformity, hysteresis, repeatability, and CJC error.

Installation Notes:

- 1.) This Equipment is Suitable for Use in Class I, Division 2, Groups A, B, C, D, or Non-Hazardous Locations Only.
- 2.) Warning- Explosion Hazard - Substitution of Components May Impair Suitability for Class I, Division 2.
- 3.) Warning- Explosion Hazard - Do Not Disconnect Equipment Unless Power Has Been Switched Off or The Area is Known to be Non-Hazardous.

Ordering Information

Model	TC Type†	Input Range	Output Range†	Accuracy†
DSCA47 J-01	J	0°C to +760°C (+32°F to +1400°F)	2, 3, 4	$\pm 0.08\%$ $\pm 0.61^{\circ}\text{C}$
DSCA47 J-02	J	-100°C to +300°C (-148°F to +572°F)	2, 3, 4	$\pm 0.08\%$ $\pm 0.32^{\circ}\text{C}$
DSCA47 J-03	J	0°C to +500°C (+32°F to +932°F)	2, 3, 4	$\pm 0.07\%$ $\pm 0.35^{\circ}\text{C}$
DSCA47 K-04	K	0°C to +1000°C (+32°F to +1832°F)	2, 3, 4	$\pm 0.08\%$ $\pm 0.80^{\circ}\text{C}$
DSCA47 K-05	K	0°C to +500°C (+32°F to +932°F)	2, 3, 4	$\pm 0.08\%$ $\pm 0.40^{\circ}\text{C}$
DSCA47 K-13	K	-100°C to +1350°C (-148°F to +2462°F)	2, 3, 4	$\pm 0.08\%$ $\pm 1.16^{\circ}\text{C}$
DSCA47 K-14	K	0°C to +1200°C (+32°F to +2192°F)	2, 3, 4	$\pm 0.08\%$ $\pm 0.96^{\circ}\text{C}$
DSCA47 T-06	T	-100°C to +400°C (-148°F to +752°F)	2, 3, 4	$\pm 0.16\%$ $\pm 0.80^{\circ}\text{C}$
DSCA47 T-07	T	0°C to +200°C (+32°F to +392°F)	2, 3, 4	$\pm 0.13\%$ $\pm 0.26^{\circ}\text{C}$
DSCA47 E-08	E	0°C to +1000°C (+32°F to +1832°F)	2, 3, 4	$\pm 0.10\%$ $\pm 1.00^{\circ}\text{C}$
DSCA47 R-09	R	+500°C to +1750°C (+932°F to +3182°F)	2, 3, 4	$\pm 0.10\%$ $\pm 1.25^{\circ}\text{C}$
DSCA47 S-10	S	+500°C to +1750°C (+932°F to +3182°F)	2, 3, 4	$\pm 0.10\%$ $\pm 1.25^{\circ}\text{C}$
DSCA47 B-11	B	+500°C to +1800°C (+932°F to +3272°F)	2, 3, 4	$\pm 0.15\%$ $\pm 1.95^{\circ}\text{C}$
DSCA47 N-15	N	-100°C to +1300°C (-148°F to +2372°F)	2, 3, 4	$\pm 0.08\%$ $\pm 1.12^{\circ}\text{C}$

†Output Ranges Available

Output Range	Part No. Suffix	Example
1. -10V to +10V	NONE	N/A
2. 0V to +10V	NONE	DSCA47J-01
3. 4 to 20mA	C	DSCA47J-01C
4. 0 to 20mA	E	DSCA47J-01E

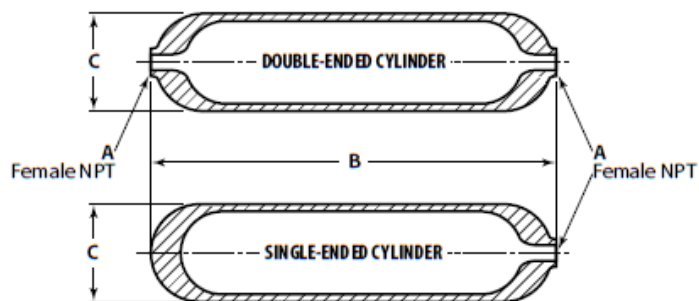
†Thermocouple Alloy Combinations

Standards: DIN IEC 584, ANSI MC96-1-82, JIS C 1602-1981

Type	Material
J	Iron vs. Copper-Nickel
K	Nickel-Chromium vs. Nickel-Aluminum
T	Copper vs. Copper-Nickel
E	Nickel-Chromium vs. Copper-Nickel
R	Platinum-13% Rhodium vs. Platinum
S	Platinum-10% Rhodium vs. Platinum
B	Platinum-30% Rhodium vs. Platinum-6% Rhodium
N	Nickel-14.2% Chromium-1.4% Silicon vs. Nickel-4.4% Silicon- 0.1% Magnesium

DSCA

Formed Sampling Cylinders



FOR YOUR SAFETY

IT IS SOLELY THE RESPONSIBILITY OF THE SYSTEM DESIGNER AND USER TO SELECT PRODUCTS SUITABLE FOR THEIR SPECIFIC APPLICATION REQUIREMENTS AND TO ENSURE PROPER INSTALLATION, OPERATION AND MAINTENANCE OF THESE PRODUCTS. MATERIAL COMPATIBILITY, PRODUCT RATINGS AND APPLICATION DETAILS SHOULD BE CONSIDERED IN THE SELECTION. IMPROPER SELECTION OR USE OF PRODUCTS DESCRIBED HEREIN CAN CAUSE PERSONAL INJURY OR PROPERTY DAMAGE.

Formed Cylinders: 316 Stainless Steel only

Pressure ratings up to 5000 psig can be supplied as a special. Consult the factory for quotation of any cylinder rated above 1800 psig.

When testing to ASME specifications is required, contact Hoke for quotation and specify maximum pressure and temperature

To learn more about DOT-rated Cylinders, please read Hoke *Spun Sampling Cylinders* catalog, Part #79006.

Other Materials

Cylinders manufactured from other materials are available. Contact Hoke for quotation.

PTFE-lined Cylinders

The interior of Hoke cylinders are available with a special FEP lining which provides excellent lubricity and very low permeability. To order add "PTFE-lined" following the cylinder part number.

How to Order

To order a Hoke Sampling Cylinder, specify the model number based on capacity required, single- or double-end connections and end connection size.

Dimensions & How to Order

PRESSURE RATING psig [bar]	INTERNAL VOLUME	A inch	ORDERING NUMBERS		DIMENSIONS inch [mm]		WEIGHT lb [kg]
			SINGLE ENDED	DOUBLE ENDED	LENGTH B	OUTSIDE DIAMETER C	
304 Stainless Steel, 400 psig [28 bar]							
400 [28]	1000 mL	½	*	8LD1000	10.5 [627]	3.5 [89]	4.5 [2.0]
	2250 mL	½	*	8LD2250	15.25 [387]	4.0 [102]	7.0 [3.0]
	3000 mL	½	*	8LD3000	19.5 [489]	4.0 [104]	8.4 [3.8]
	1 gal.	½	*	8LD1G	23.75 [603]	4.0 [104]	10.25 [4.6]
304 Stainless Steel, 1800 psig [124 bar]							
1800 [124]	75 mL	¼	4HS75	4HD75	5 [127]	1.5 [38]	0.75 [0.33]
	75 mL	⅜	6HS75	6HD75	5 [127]	1.5 [38]	0.75 [0.33]
	150 mL	¼	4HS150	4HD150	9 [229]	1.5 [38]	1.38 [0.61]
	150 mL	⅜	6HS150	6HD150	9 [229]	1.5 [38]	1.38 [0.61]
	300 mL	¼	4HS300	4HD300	9.75 [248]	2.0 [51]	2.0 [0.9]
	300 mL	⅜	6HS300	6HD300	9.75 [248]	2.0 [51]	2.0 [0.9]
	500 mL	¼	4HS500	4HD500	14.5 [368]	2.0 [51]	3.0 [1.4]
	500 mL	⅜	6HS500	6HD500	14.5 [368]	2.0 [51]	3.0 [1.4]
	1000 mL	½	8HS1000	8HD1000	11.0 [279]	3.5 [89]	7.25 [3.3]
	2250 mL	½	8HS2250	8HD2250	17 [432]	4.0 [102]	13.4 [6.0]
	3000 mL	½	8HS3000	8HD3000	22 [559]	4.0 [102]	16.75 [7.6]
	1 gal.	½	8HS1G	8HD1G	26.75 [679]	4.0 [102]	20.6 [9.3]
	2.5 gal.	½	—	8HD2½G	24.5 [622]	6.625 [168]	42.5 [19.9]
	4 gal.	½	—	8HD4G	36 [914]	6.625 [168]	61.5 [28]
316 Stainless Steel, 1800 psig [124 bar]							
1800 [124]	10 mL	⅛	2HSY10	2HDY10	4 [102]	0.625 [16]	0.125 [0.06]
	30 mL	⅛	4HSY30	4HDY30	4.75 [121]	1.0 [25]	0.44 [0.20]
	75 mL	⅛	—	4HDY75	4.75 [121]	1.5 [38]	0.75 [0.34]
	150 mL	⅛	—	4HDY150	9 [229]	1.5 [38]	1.4 [0.6]
	300 mL	⅛	—	4HDY300	9.5 [241]	2.0 [51]	2.0 [0.9]
	500 mL	⅛	—	4HDY500	14.5 [368]	2.0 [51]	2.9 [1.3]
Monel***							
5000 [345]	95 mL	¼	4HSM95	4HDM95	5.25 [133]	1⅞ [42]	1.5 [0.7]
	150 mL	¼	4HSM150	4HDM150	6.5 [165]	1⅞ [48]	2.4 [1.0]
	300 mL	¼	4HSM300	4HDM300	11.75 [298]	1⅞ [48]	4.0 [1.8]
	500 mL	¼	4HSM500	4HDM500	19.5 [495]	1⅞ [48]	6.13 [2.8]
3500 [241]	1000 mL	¼	4HSM1000	4HDM1000	11.5 [292]	3.5 [89]	11.4 [5.0]

* For single-ended applications, order double-ended cylinder with plug part number 5028.

** Standard models are non-DOT rated

Stationary auxiliary compressors - 10 bar



AIRPROFI BK Series - auxiliary compressors provide an attractively priced option for generating additional compressed air performance, ideal as peak load compressors

- ▶ The twin-cylinder, high-performance motor with two-stage compression supports low speeds to achieve a very smooth, virtually vibration free action.
- ▶ The large impeller ensures optimum cooling
- ▶ The intercooler and re-cooler ensure a low pressure vessel inlet temperature, thus reducing condensate build-up
- ▶ Quality electric motors equipped with motor protection switch
- ▶ Ready to connect with all fittings, such as pressure switch for fully-automatic on/off switching operation, safety and non-return valves, condensate and air bleed valve for autonomous operation
- ▶ Interior and exterior of pressure vessel hot-dip galvanised; 15-year warranty against corrosion perforation of the vessel
- ▶ With premium **CONDOR** pressure switch
- ▶ Completely ready for connection with all fittings



- High-performance grey cast iron motor, slow running
- A re-cooler with large-surface cooling fins ensures a low pressure vessel inlet temperature
- The flexible armoured hose line with heat protection avoids vibration fractures



AIRPROFI BK 703/13/10



Auxiliary compressors are used:

- If the existing air supply volume is insufficient
- To cope with peak loads
- Wherever it is important to provide 100% reliability
- Where legacy equipment would require expensive repairs.

Model	AIRPROFI BK 703/13/10	AIRPROFI BK 1003/13/10
Art. no.	2029711	2029911
Technical Data		
Compressor system*	HOS	HOS
Highest flow rate	650 l/min	960 l/min
Fill capacity 6-10 bar	520 l/min	750 l/min
Maximum pressure	10 bar	10 bar
Pressure vessel capacity	13 l	13 l
Cylinders/stages	2/2	2/2
Speed	950 rpm	1060 rpm
Motor output	4 kW/ 400 V	5.5 kW*** / 400 V
Weight	55 kg	80 kg
Dimensions (L x W x H)	685 x 745 x 675 mm	685 x 790 x 745 mm
Sound pressure level L _{PA} **	83 dB(A)	83 dB(A)
Air outlet	3/4"	3/4"

* For a description of the compressor systems, see page 18

** Sound pressure level at 1 m distance as per DIN 45635 T 13

*** Please observe your local energy utility's rules for compressors with a motor output of 5.5 kW



Recommended accessories

AIRCRAFT pressure vessel arrays as 2x or 4x arrays for up to 400 litres of additional air supply



Philadelphia Regional Center
2450 Wheatshof Lane
Philadelphia, PA 19137
O 215-831-0700
F 215-531-1645
E sales@tiogapipe.com

Houston Regional Center
616 FM 1960 W, Suite 700
Houston, TX 77090
O 713-433-2111
F 281-397-0132
E sales@tiogapipe.com

Chattanooga Regional Center
1301 Riverfront Parkway, Suite 108
Chattanooga, TN 37402
O 423-899-3396
F 423-899-9695
E sales@tiogapipe.com

PIPE DIMENSIONS AND WEIGHTS

Available in commercial and nuclear

U.S./METRIC

NOMINAL PIPE SIZE	OD	SCHEDULE DESIGNATIONS		WALL THICKNESS		WEIGHT		ID	
INCH MM	INCH MM	ASME		INCH	MM	LBS/ FOOT	KG/ METER	INCH	MM
1/8 6	0.405 10.3	10 STD	40 80	10S 40S	0.049 0.068 0.095	1.24 1.73 2.41	0.19 0.24 0.31	0.28 0.37 0.47	0.307 0.269 0.215
1/4 8	0.540 13.7	10 STD	40 80	10S 40S	0.065 0.088 0.119	1.65 2.24 3.02	0.33 0.43 0.54	0.49 0.63 0.80	0.410 0.364 0.302
3/8 10	0.675 17.1	10 STD	40 80	10S 40S	0.065 0.091 0.126	1.65 2.31 3.20	0.42 0.57 0.74	0.63 0.84 1.10	0.545 0.493 0.423
1/2 15	0.840 21.3	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.109	1.65 2.11 2.77	0.42 0.52 0.65	0.63 0.80 1.00	0.545 0.474 0.622
3/4 20	1.050 26.7	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920
1 25	1.315 33.4	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920
1-1/4 32	1.660 42.2	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920
1-1/2 40	1.900 48.3	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920
2 50	2.375 60.3	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920
2-1/2 65	2.875 73.0	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920
3 80	3.500 88.9	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920
3-1/2 90	4.000 101.6	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920
4 100	4.500 114.3	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920
4-1/2 115	5.000 127.0	5 STD	40 80	5S 10S	0.065 0.083 0.113	1.65 2.11 2.87	0.42 0.52 0.69	0.63 0.80 1.03	0.545 0.474 0.920

NOMINAL PIPE SIZE	OD	SCHEDULE DESIGNATIONS		WALL THICKNESS		WEIGHT		ID	
INCH MM	INCH MM	ASME		INCH	MM	LBS/ FOOT	KG/ METER	INCH	MM
5 125	5.563 141.3	5 STD	40 80	5S 10S	0.109 0.134 0.258	2.77 3.40 6.55	6.36 7.78 14.63	9.46 11.56 21.77	5.345 5.295 5.047
6 150	6.625 168.3	5 STD	40 80	5S 10S	0.109 0.134 0.258	2.77 3.40 6.55	7.59 9.30 14.63	11.31 13.83 21.77	6.407 6.357 5.047
7 175	7.625 193.7	5 STD	40 80	5S 10S	0.109 0.134 0.258	2.77 3.40 6.55	8.69 10.69 14.63	12.70 15.70 21.77	7.260 7.875 5.047
8 200	8.625 219.1	5 STD	40 80	5S 10S	0.109 0.134 0.258	2.77 3.40 6.55	9.92 12.19 14.63	14.78 17.92 21.77	8.407 8.329 5.047
9 225	9.625 244.5	5 STD	40 80	5S 10S	0.109 0.134 0.258	2.77 3.40 6.55	11.21 13.83 14.63	16.83 20.00 21.77	9.575 9.407 5.047
10 250	10.750 273.0	5 STD	40 80	5S 10S	0.109 0.134 0.258	2.77 3.40 6.55	12.61 15.70 14.63	18.88 22.61 21.77	10.750 10.420 5.047
11 275	11.750 298.5	5 STD	40 80	5S 10S	0.109 0.134 0.258	2.77 3.40 6.55	14.22 17.42 14.63	21.00 24.81 21.77	11.938 11.500 5.047
12 300	12.750 323.8	5 STD	40 80	5S 10S	0.109 0.134 0.258	2.77 3.40 6.55	15.83 19.13 14.63	23.12 27.00 21.77	13.125 12.600 5.047
14 350	14.000 355.6	5 STD	40 80	5S 10S	0.109 0.134 0.258	2.77 3.40 6.55	17.42 21.00 14.63	25.35 29.92 21.77	14.625 13.938 5.047

3 Piece Ball Valves
Model FP - Full Port: ¼" - 4"
Model SP - Standard Port: ¾" - 2½"



Triad Series

Flow-Tek's Triad Series ball valves feature live loaded stem seals and a redundant body seal design. Available in full and standard port models, these rugged, high pressure 3-piece valves are ideal for process, severe service, high temperature, and high cycle applications.

Fire Safe - Certified to API 607 4th Edition Triad Series valves have been fire tested and meet or exceed these standards.

Secure Mount Triad Series valves offer ease of automation due to an integrally cast actuator mounting pad that complies with ISO 5211 standards through 2" valve sizes.

Pressure Ratings

Models FP & SP: 2200 psi WOG

End Connections

- Threaded
- Socket Weld
- Butt Weld
- Extended Socket Weld
- Extended Butt Weld
- ASME 150/300/600 Flanged
- Custom
- Grooved

FULL PORT Model FP

Size ins mm	A1 Threaded Socket Weld	A2 Extended End Weld	A3 Extended Socket Weld	A4 Cl. 900 (Range)	øB	C	C1	D	E1	E2	F1	F2	F3	G	G1	G2	H1	H2	C _V	Torque lbs-in Nm	Weight lbs. kg.
1/4	2.99	8.98	9.98	—	0.46	2.83	1.45	6.50	0.55	0.30	1.10	0.54	1.10	1.01	4.50	—	0.63	0.50	8	60	2.3
8	76	228	253.4	—	11.6	72	36.9	165	14	7.6	28	13.72	28	25.6	114.3	—	16	12.7	8	6.8	1
3/8	2.99	8.98	9.98	—	0.50	2.83	1.45	6.50	0.69	0.42	1.10	0.68	1.10	1.01	4.50	—	0.63	0.50	8	60	2.3
10	76	228	253.4	—	12.7	72	36.9	165	17.5	10.7	28	17.15	28	25.6	114.3	—	16	12.7	8	6.8	1
1/2	2.99	8.98	9.98	6.50	0.56	2.83	1.45	6.50	0.85	0.55	1.26	0.84	1.18	1.01	4.50	2.76	0.71	0.50	30	60	2.3
15	76	228	253.4	165.1	14.2	72	36.9	165	21.7	14	32	21.34	29.72	25.6	114.3	76.2	18	12.7	30	6.8	1
3/4	3.31	9.24	10.37	7.50	0.81	3.03	1.63	6.50	1.07	0.74	1.50	1.05	1.41	1.03	4.56	3.13	0.73	0.56	55	86	3.4
20	84	234.7	263.3	190.5	20.5	77	41.5	165	27.1	18.8	38	26.67	35.74	26.25	115.9	79.5	18.5	14.3	55	9.7	1.54
1	3.94	9.62	10.87	8.50	1.00	3.82	2.18	9.84	1.33	0.96	1.89	1.31	1.73	1.16	4.63	3.44	0.87	0.63	105	172	6.2
25	100	244.4	276.2	215.9	25.4	97	55.3	250	33.8	24.4	48	33.4	43.96	29.4	117.5	87.4	22	15.9	105	19.4	2.81
1 1/4	4.33	9.91	11.28	9.00	1.26	4.02	2.36	9.84	1.68	1.28	2.20	1.66	2.10	1.21	4.69	3.55	0.91	0.69	200	305	8.7
32	110	251.6	286.6	228.6	32	102	60	250	42.6	32.5	56	42.16	53.36	30.8	119.1	90.1	23	17.5	200	34.5	3.95
1 1/2	5.04	10.22	11.72	9.50	1.50	4.29	2.68	10.43	1.91	1.5	2.48	1.90	2.36	1.41	4.75	3.64	0.96	0.75	275	477	12
40	128	299.6	297.8	241.3	38	109	68	265	48.6	38	63	48.26	59.88	35.8	120.7	92.5	24.5	19.1	275	53.9	5.44
2	5.71	10.76	12.50	11.50	2.00	4.65	3.03	10.43	2.41	1.94	2.99	2.38	2.91	1.48	4.87	4.37	1.00	0.87	500	695	17.8
50	145	273.2	317.6	292.1	50.8	118	77	265	61.1	49.3	76	60.33	73.9	37.5	123.8	111.1	25.5	22.2	500	78.5	8.07
3	7.96	12.02	16.02	14.00	3.00	7.00	3.70	15.40	3.54	2.90	4.18	3.50	4.21	1.97	6.00	4.99	1.62	0.87	1160	1711	52
80	202	305.3	406.9	355	76.5	177.1	94.5	390	89.8	73.7	106.4	88.9	107	50	153	126.7	41.2	22.2	1160	194	23.56
4	9.00	12.88	16.88	17.00	4.02	12.72	4.88	38.98	4.54	3.83	5.38	4.50	5.30	2.09	6.00	6.06	1.62	1.00	2117	6392	91
100	230	327.2	428.7	432	102	323	124	990	115.2	97.3	136.6	114.3	134.8	53	153	153.9	41.2	25.5	2117	722	41.22

Torque at maximum rated pressure, clean water, TFM seats.

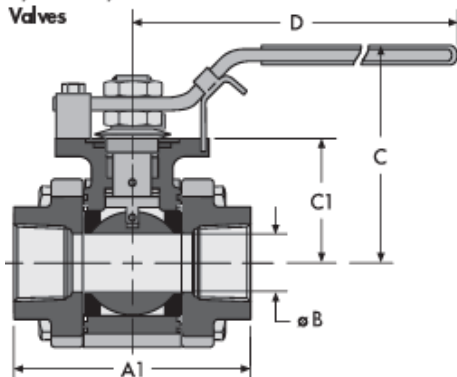
Refer to Technical Bulletin 1005 for complete torque information.

Weights are based on valves with Threaded End Connections.

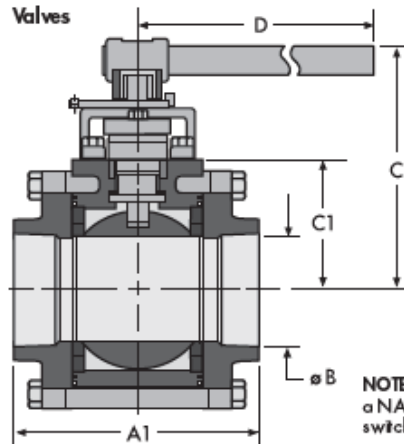
STANDARD PORT Model SP

Size ins mm	A1 Threaded Socket Weld	A2 Extended End Weld	A3 Extended Socket Weld	øB	C	C1	D	E1	E2	F1	F2	F3	G	G1	H1	H2	C _V	Torque lbs-in Nm	Weight lbs. kg.
3/4	2.99	8.98	10.10	0.56	2.83	1.45	6.50	1.07	0.74	1.50	1.05	1.41	1.01	4.56	0.71	0.56	12	60	2.3
20	76	228	256.6	14.2	72	36.9	165	27.1	18.8	38	26.67	35.74	25.6	115.9	18	14.3	32	6.8	1
1	3.31	9.24	10.49	0.81	3.03	1.63	6.50	1.33	0.96	1.89	1.31	1.73	1.03	4.63	0.73	0.63	32	86	3.4
25	84	234.7	266.5	20.5	77	41.5	165	33.8	24.4	48	33.4	43.96	26.25	117.5	18.5	15.9	46	9.7	1.54
1 1/4	3.94	9.62	11.00	1.00	3.82	2.18	9.84	1.68	1.28	2.20	1.66	2.10	1.16	4.69	0.87	0.69	46	172	6.2
32	100	244.4	279.4	25.4	97	55.3	250	42.6	32.5	56	42.16	53.36	29.4	119.1	22	17.5	82	19.4	2.81
1 1/2	4.33	9.91	11.41	1.26	4.02	2.36	9.84	1.91	1.5	2.48	1.90	2.36	1.21	4.75	0.91	0.75	82	305	8.7
40	110	251.6	289.8	32	102	60	250	48.6	38	63	48.26	59.88	30.8	120.7	23	19.1	120	34.5	3.95
2	5.04	10.22	11.97	1.50	4.29	2.68	10.43	2.41	1.94	2.99	2.38	2.91	1.41	4.87	0.96	0.87	120	477	12
50	128	299.6	304	38	109	68	265	61.1	49.3	76	60.33	73.9	35.8	123.8	24.5	22.2	240	53.9	5.44
2 1/2	6.06	10.76	12.72	2.00	4.65	3.03	10.43	2.91	2.32	3.46	2.88	3.51	1.65	4.98	1.18	0.98	240	695	17.8
65	154	273.2	323.2	50.8	118	77	265	73.8	58.9	88	73.03	89.14	42	126.6	30	25	240	78.5	8.07

1/4" - 2 1/2"
Valves



3" - 4"
Valves



NOTE 2: 2 1/2", 3" & 4" valves feature a NAMUR stem slot for ease of limit switch mounting.

Ordering Information

Item	Selection	Code
Body Style	Standard Bore Port	SP
	Full Bore Port	FP
Body Material	Stainless Steel (A351 Gr CF8M)	3
	Carbon Steel (A216 Gr WCB)	2
End Connection	Threaded (NPT)	1
	Socket Weld	2
	Extended Socket Weld	2E
	Butt Weld	3
	Extended Butt Weld	3E
	ASME Flanged - CL 600	4C
Valve Size	1/4" - 01, 3/8" = 02, 1/2" = 03, 3/4" = 04	
	1" = 05, 1 1/4" = 06, 1 1/2" = 07, 2" = 08	
	2 1/2" = 09, 3" = 10, 4" = 11	
Ball and Stem	316 Stainless Steel	3
Seat	RPTFE	R
	PEEK	P
	Tek Fil (Carbon Graphite/TFM)	K
	TFM	J
	Virgin PTFE	T
	Stainless Steel Filled PTFE	S
	UHMWPE	U
	Stellite - Metal	M
	Cavity Fillers (PTFE is Standard)	CF
Stem Seal	Graphite	G
Operator	Manual Locking Handle	L
	Oval Locking Handle	OL
	Double Acting Actuator	DA
	Spring Return Actuator	SR
	Electric Actuator	EL
Options	Gear Operator	G
	Special Feature	SF

Ordering Example:

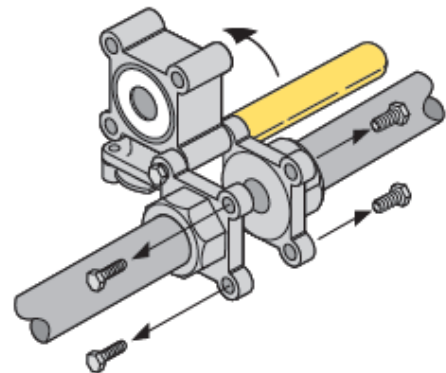
Body Style	Material (316)	Connection (NPT)	Size (1")	Ball/Stem (316)	Seat (PEEK)	Stem Seal (Graphite)	Operator (Handle)
FP	3	1	05	3	P	G	L

Tek-Fil® is a registered trademark of Flow-Tek, Inc.
Stellite® is a registered trademark of Cabot Corporation.

3 Piece Valve Body Design

The 3 piece body design of the Triad Series offers many advantages, including installation flexibility, elimination of the need for two sets of flanges, and ease of in line and out of line servicing. These time saving features are beneficial for process industries, automated valves and welded piping systems by reducing costly downtime. During maintenance, the actuator and accessories can remain mounted on the valve body. The entire valve and actuator assembly is easily reinstalled with no need for recalibration of the unit.

In Line Servicing To perform in line maintenance, remove the body bolts on opposing sides of the center body, loosen the 2 bolts at the top of the valve and swing the body up. The valve can swing to the left or right depending on which bolts are removed. All body components can be serviced in this position without disturbing the piping system.



Out of Line Servicing For complete removal of valve from the line, remove all body bolts, then lift the valve body out of the pipeline. The removed body can then be serviced or replaced, then reinstalled without needing to realign the end connections or the piping system.

Flow-Tek®

Subsidiary of BRAY INTERNATIONAL, Inc.
8323 N. Eldridge Pkwy #100 Houston, Texas 77041
832.912.2300 Fax: 832.912.2301
www.flowtek.com

All statements, technical information, and recommendations in this bulletin are for general use only. Consult Flow-Tek representatives or factory for the specific requirements and material selection for your intended application. The right to change or modify product design or product without prior notice is reserved.

Flow-Tek® is a registered trademark of Flow-Tek, Inc.
© 2015 Flow-Tek, Inc.
F-2300_EN_Triad-2015-09

Double Acting Pneumatic Operated Torque Output (lb-in)

Actuator Size	Air Supply Pressure (PSIG)				
	40	60	80	100	120
48	75	113	150	188	225
63	145	221	297	373	449
83	351	536	721	906	1091
93	493	753	1013	1272	1532
119	1058	1615	2171	2728	3285
128	1410	2152	2894	3636	4378
160	2797	4270	5742	7214	8687
210	5783	8826	11870	14914	17957
255	14211	21691	29171	36650	44130

Double Acting Pneumatic Operated Torque Output (N-m)

Actuator Size	Air Supply Pressure (BAR)				
	2.8	4.1	5.5	6.9	8.3
48	9	13	17	21	25
63	16	25	34	42	51
83	40	61	82	102	123
93	56	85	115	144	173
119	120	183	245	308	371
128	159	243	327	411	495
160	316	482	649	815	982
210	653	997	1341	1685	2029
255	1606	2451	3296	4141	4986

Spring Return Pneumatic Operated Torque Output (lb-in)

Actuator Size	No. Springs Per Piston	Air Supply Pressure (PSIG)					Spring Stroke
		40	60	80	100	120	
48	1	32	70	107	145	182	24
	2/1	10	48	85	123	160	36
	2		27	64	102	139	49
	3/2		5	42	80	117	61
	3			21	59	96	73
63	2	65	141	217	293	369	54
	3	27	103	179	255	331	81
	4		65	141	217	293	108
	5		27	103	179	255	135
	6			65	141	217	162
83	2	167	352	537	722	907	141
	3	76	261	446	631	816	195
	4		176	361	546	731	255
	5		97	282	467	652	316
	6			185	370	555	352
93	2	232	492	752	1011	1271	183
	3	101	361	621	880	1140	275
	4		231	491	750	1010	367
	5		94	354	613	873	459
	6			229	488	748	59
119	2	469	1026	1582	2139	2696	366
	3	174	731	1287	1844	2401	549
	4		437	993	1550	2107	732
	5		142	698	1255	1812	915
	6			404	961	1518	1090
128	2	465	1207	1949	2691	3433	530
	3		733	1475	2217	2959	795
	4		261	1003	1745	2487	1038
	5			529	1271	2013	1326
	6			57	799	1541	1592
160	2	1118	2591	4063	5535	7008	978
	3	349	1822	3294	4766	6239	1398
	4		1123	2595	4067	5540	1818
	5		353	1825	3297	4770	2240
	6			1196	2668	4141	2588
210	2	2308	5551	8995	11639	14682	1993
	3	868	3911	6955	9999	13042	2921
	4		2275	5319	8363	11406	3896
	5		638	3682	6726	9769	4877
	6			2031	5075	8118	5848
255	2	6747	14227	21707	29186	36666	4721
	3	3015	10495	17975	25454	32934	7086
	4		6762	14242	21721	29201	9448
	5		3030	10510	17989	25469	11811
	6			6778	14257	21737	14173

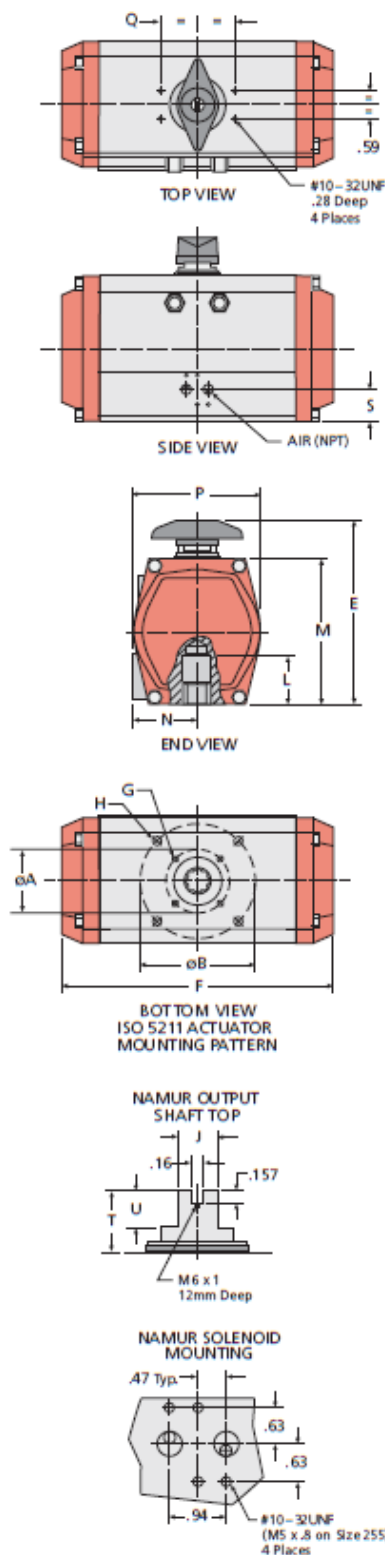
Spring Return Pneumatic Operated Torque Output (N-m)

Actuator Size	No. Springs Per Piston	Air Supply Pressure (BAR)					Spring Stroke
		2.8	4.1	5.5	6.9	8.3	
48	1	4	8	12	16	21	3
	2/1	1	5	10	14	18	4
	2		3	7	12	16	6
	3/2		1	5	9	13	7
	3			2	7	11	8
63	2	7	16	25	33	42	6
	3	3	12	20	29	37	9
	4		7	16	25	33	12
	5		3	12	20	29	15
	6			7	16	25	18
83	2	19	40	61	82	103	16
	3	9	30	50	71	92	22
	4		20	41	62	83	29
	5		11	32	53	74	36
	6			21	42	63	40
93	2	26	56	85	114	144	21
	3	11	41	70	99	129	31
	4		26	56	85	114	42
	5		11	40	69	99	52
	6			26	55	85	62
119	2	53	116	179	242	305	41
	3	20	83	145	208	271	62
	4		49	112	175	238	83
	5		16	79	142	205	103
	6			46	109	172	124
128	2	53	136	220	304	388	60
	3		83	167	251	334	90
	4		30	113	197	281	120
	5			60	144	227	150
	6			6	90	174	180
160	2	126	293	459	625	792	111
	3	39	206	372	539	705	158
	4		127	293	460	626	205
	5		40	205	373	539	253
	6			135	301	468	292
210	2	283	627	971	1315	1659	220
	3	98	442	786	1130	1474	330
	4		257	601	945	1289	440
	5		72	416	760	1104	551
	6			230	573	917	661
255	2	762	1607	2453	3298	4143	534
	3	341	1186	2031	2876	3721	801
	4		764	1609	2454	3299	1068
	5		312	1188	2033	2878	1335
	6			766	1611	2456	1601

NOTE: Only end of stroke values are shown on spring return charts.

Double Acting/Spring Return

SERIES 92 DAB / SERIES 93 SRB DIMENSIONS



Optional Extreme Temperature Vits Available in These Sizes Only									
SIZE	48	63	83	93	119	128	160	210	255B
**Double Acting									
AIR NPT	1/8	1/4	1/4	1/4	1/4	1/4	1/4	1/4	1/4
A	1.42 F 03	1.97 F 05	1.97 F 05	1.97 F 05	2.76 F 07	2.76 F 07	—	4.92 F 12	6.50 F 16
B	1.97 F 05	2.76 F 07	2.76 F 07	2.76 F 07	4.92 F 12	4.92 F 12	4.92 F 12	6.50 F 16	7.87x4.72 Rect
C	.71	.71	.87	.87	1.42	1.42	1.42	2.37	2.84
D	.55	.55	.67	.67	1.06	1.06	1.06	1.81	2.17
E	3.88	4.53	5.43	5.78	7.28	8.09	9.36	11.45	13.35
F	4.00	5.58	7.40	9.10	12.40	12.81	15.54	17.80	26.70
G	10-32 x .23	1/4-20 x .32	1/4-20 x .32	1/4-20 x .32	5/16-18 x .46	5/16-18 x .46	—	1/2-13 x .78	M16x2 x 28mm
H	1/4-20 x .25	5/16-18 x .40	5/16-18 x .40	5/16-18 x .40	1/2-13 x .69	1/2-13 x .69	1/2-13 x .75	5/8-11 x 1.11	M16x2 x 28mm
J	.38	.38	.50	.50	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12
L	.70	1.38	1.46	1.46	2.20	2.20	2.20	2.76	4.25
M	2.50	3.46	4.27	4.61	5.52	6.32	7.80	10.04	11.89
N	1.60	1.72	2.02	2.47	2.78	2.88	3.07	4.25	4.75
P	2.78	3.11	3.83	4.44	5.15	5.58	6.82	8.83	10.75
Q	3.15	3.15	3.15	3.15	3.15	3.15	5.12	5.12	5.12
S	1.25	.89	.89	1.32	1.64	1.64	1.39	1.44	1.50
T	1.10*	.79	.79	.79	.79	.79	1.18	1.18	1.18
U	.47	.47	.47	.47	.47	.47	.75	.75	.75

Note: Double Acting and Spring Return actuators have the same overall dimensions.

* Size 48 has a T dimension of .79 with use of NAMUR top plate.

**For Spring Return dimensions for size 48, please consult factory.

† ISO "F" means mounting flange-drilling pattern.

Actuator Speed(s)

SIZE	48	63	83	93	119	128	160	210	255
Open Stroke/ Close Stroke	1/4	1/4	1/4	1/4	1/2	1/2	1	2	2 3/4

Times are in seconds, at 80 PSIG with 6ft. tubing, internal diameter approximately 1/4".

Actuator Weights (lb)

SIZE	48	63	83	93	119	128	160	210	255
DAB	1.8	3.4	6.1	8.4	16.4	20.9	38.1	65.0	144.0
SRB	2.4	4.1	7.9	10.8	21.7	27.3	52.6	95.3	192.6

Weights are in lbs. Spring Return unit weights are with full set of springs per piston.

Actuator Volumes (in³)

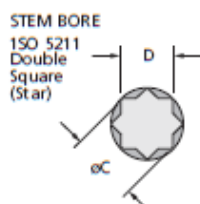
SIZE	48	63	83	93	119	128	160	210	255
Counter-clockwise	5.7	9.6	24.8	34.8	73.8	96.7	187.5	360.0	750.0
Clockwise	4.8	13.4	32.6	45.9	95.5	130.8	259.6	450.0	900.0

Counter-clockwise: Air volume in cubic inches required to push pistons apart, full travel.

Clockwise: Air volume in cubic inches required to push pistons together, full travel.

Temperature Ranges by Trim

Standard:	-4°F to 200°F (-20°C to 93°C)
Low:	-40°F to 176°F (-40°C to 80°C)
High:	0°F to 300°F (-18°C to 149°C)
Extreme High:	0°F to 350°F (-18°C to 176°C) 4 hours at 482°F (250°C)



INDEX

Technical Information.....	page 2
Coil Information	page 3
Ordering Information	page 4
Namur Valve Series	page 5
Dimensional Drawings.....	page 6

TECHNICAL DATA

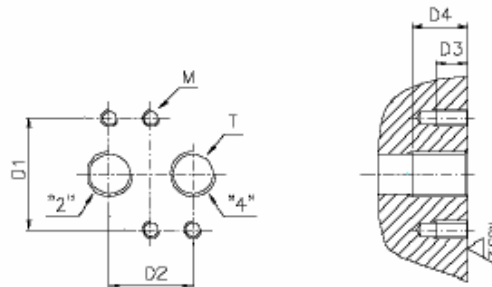
Function :	3/2 , 5/2 and 5/3 solenoid and air operated valves.
Manual override :	Locking manual override standard on all solenoid operated versions.
Design :	Plot operated spool valve with combined pneumatic and spring return.
Mounting :	For direct mounting on NAMUR interface.
Mounting position :	Any position.
Material specifications :	Aluminium body. Internal parts made from stainless steel. Sealing materials are NBR.
Range of admissible pressure drop :	Δp min. = see table Δp max. = 150 psi
Media :	Dry or lubricated air.
Fluid temperature :	Min. 32°F (0 °C) Max. 122°F (+ 50 °C)
Ambient temperature :	14°F (-10 °C) to 122°F (+50 °C)
Electrical parts :	- DIN coil per DIN 43650 type B plug. Degree of protection IP 65. - Conduit NEMA 4x with 24" leads. - Hazardous conduit NEMA 7,9 with 24" leads. Meets FM approvals for Class 1, Groups A,B,C,D and Class II, Groups E,F,G.
Solenoid duty :	100% Continuous Duty.
Voltage :	12 VDC, 24 VDC, 24/60 AC, 120/ 60 AC, 240/60 AC
Voltage tolerance :	± 10% of nominal
Class of insulation material :	Class F DIN coil, Class H ½" conduit and hazardous coils.

Applications

- 3- or 4-way directional valves for the control of single – or double acting pneumatic actuators
- The interface design corresponds to the NAMUR standard and the VDI/VDE 3845 recommendations of the actuator industry permitting a compact design of the actuator/valve unit.

NAMUR Interfaces

T	D1 in (mm)	D2 in (mm)	D3 in (mm)	D4 min. in (mm)	M mm
1/4"	1.26 (32)	0.95 (24)	0.31 (8)	0.47 (12)	M5
1/2"	1.77 (45)	1.58 (40)	0.39 (10)	0.63 (16)	M6



Coil Offering

Coil Part Number	Coil Type		Agency
ND1x	22mm DIN Per DIN 43650 Form "B"		UL, CSA
NC1x	Conduit –Ordinary location		None
NH1x	Conduit –Hazardous location		UL, FM
N60001	For 1/4" ported valve Mounting Plate for Conduit and Hazardous Coils		None
N60002	For 1/2" ported valve Mounting Plate for Conduit and Hazardous Coils		None

x – specify voltage code from voltage table.

DIN & Conduit Coils Standard Voltages

Voltage	Code No.
12VDC	A
24VDC	B
24/60	E
120/50-60	F
240/50-60	G

Hazardous Coil Standard Voltages

Voltage	Code No.
12VDC	A
24VDC	B
24/60	E
120/60	C
240/60	D

Hazardous coils are single voltage rated

DIN Coil Electrical Options

Option Part Number	Option	
DX001	DIN Form "B" Strain Relief Cable Gland Pg 9 Connector	
DX002	DIN Form "B" 1/2" NPT Conduit Plug Connector	

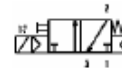
Note: Electrical Coil Options Must Be Ordered Separately

High Flow NAMUR Valves

Port Size	Orifice	Cv	Admissible Differential Pressure [psi]		Max. Fluid Temperature [°F]		Seat disc	Part Number	Power consumption [Watt]		Weight [lbs]	Dim. ref.
			max		Min. = 32 °F							
NPT	in.	min	DC=	AC=	Air & Inert Gases			Valve	DC	AC		

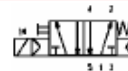
1/4" Ported Valves

3/2 Pilot operated valve - Internal pressure supply



1/4	0.27	1.2	37	150	150	122	NBR	U331N03	5	5	0.60	1
-----	------	-----	----	-----	-----	-----	-----	---------	---	---	------	---

5/2 Pilot operated valve - Internal pressure supply



1/4	0.27	1.2	37	150	150	122	NBR	U341N03	5	5	0.60	2
-----	------	-----	----	-----	-----	-----	-----	---------	---	---	------	---

5/2 Control by 2 solenoids and internal pressure supply



1/4	0.27	1.2	30	150	150	122	NBR	U347N03	5	5	0.81	3
-----	------	-----	----	-----	-----	-----	-----	---------	---	---	------	---

5/3 Control by 2 solenoids and internal pressure supply
Closed in center position



1/4	0.27	1.2	45	150	150	122	NBR	U342N03	5	5	0.85	4
-----	------	-----	----	-----	-----	-----	-----	---------	---	---	------	---

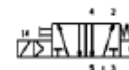
1/2" Ported Valves

3/2 Pilot operated valve - Internal pressure supply



1/2	0.47	3.0	37	150	150	122	NBR	U331N04	5	5	1.60	5
-----	------	-----	----	-----	-----	-----	-----	---------	---	---	------	---

5/2 Pilot operated valve - Internal pressure supply



1/2	0.47	3.0	37	150	150	122	NBR	U341N04	5	5	1.60	6
-----	------	-----	----	-----	-----	-----	-----	---------	---	---	------	---

PWR-PS5RxW Series

Switching Power Supplies



Description

Dataforth's PWR-PS5RxW series sets new standards for switching power supply technology. Combining rugged, compact enclosures, incorporating all international standards and approvals, and offering customers a broad selection of inputs and outputs, the PWR-PS5RxW series makes your power supply choice a simple one. The PWR-PS5RxW series is UL, C-UL and TUV Approved, CE Compliant, and UL 508 Listed. Models are available with output ratings from 7.5W to 120W with 24VDC output voltages. Customers may choose from a wide range of input voltages (85 to 264VAC, and 100 to 370VDC compatible), making the PWR-PS5RxW series an unbeatable package of versatility.

Features

- Universal AC Input (85 to 264VAC)
- DC Compatible Input (100 to 370VDC)
- Unique Spring-Up Terminals
- DIN Rail or Panel Mount
- Five Different Output Capacities: 7.5W to 120W
- UL, C-UL, and TUV Approvals
- CE Compliant, UL 508 Listed
- Certified to EN60950-1
- IP20 Protection (EN60529)
- Compliant with EMC Directive EN61204-3

Specifications PWR-PS5RxW Series Typical at T_A = +25°C

Model	PWR-PS5R7W	PWR-PS5R15W	PWR-PS5R30W	PWR-PS5R60W	PWR-PS5R120W
Input	100 to 240VAC nominal; 85 to 264 VAC, 100 to 370VDC compatible				
Frequency	50/60Hz				
Input Current	0.18A at 100V 0.10A at 200V	0.35A at 100V 0.19A at 200V	0.70A at 100V 0.30A at 200V	1.30A at 100V 0.80A at 200V	1.40A at 100V 0.70A at 200V
Output Voltage & Current Ratings	24V, 0.3A	24V, 0.65A	24V, 1.3A	24V, 2.5A	24V, 5.0A
Temperature Change	0.05%				
Ripple Voltage	1% p-p maximum (including noise)				
Overcurrent Protection	105% minimum				
Dielectric Strength	Between input and output terminals: 3,000VAC, 1 minute Between input terminals and housing: 2,000VAC, 1 minute Between output terminal and housing: 500VAC, 1 minute				
Insulation Resistance	Between input and output terminals/input terminal and housing: 100MΩ minimum (500VDC megger)				
Operating Temperature	-25°C to +75°C		-25°C to +70°C		-25°C to +65°C
Storage Temperature	-25°C to +75°C				
Operating Humidity	20 to 90% RH (avoid condensation)				
Dimensions (h)(w)(d)	2.95" x 1.77" x 2.76" (75mm x 45mm x 70mm)	3.54" x 0.89" x 3.74" (90mm x 22.5mm x 95mm)		3.74" x 1.42" x 4.25" (95mm x 36mm x 108mm)	4.53" x 1.81" x 4.76" (115mm x 46mm x 121mm)
Terminal Screw	M3.5 Phillips screws in spring-up terminals				

Ordering Information

Model	Power	Output
PWR-PS5R7W	7.5W	24VDC/0.3A
PWR-PS5R15W	15W	24VDC/0.65A
PWR-PS5R30W	30W	24VDC/1.3A
PWR-PS5R60W	60W	24VDC/2.5A
PWR-PS5R120W	120W	24VDC/5.0A

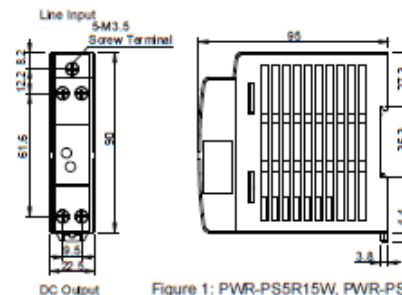
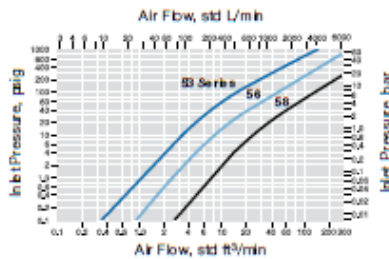
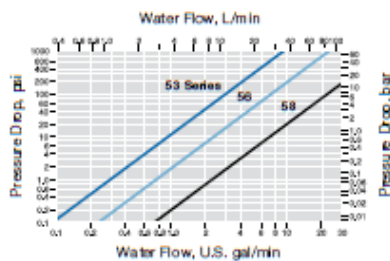


Figure 1: PWR-PS5R15W, PWR-PS5R30W Physical Dimensions
(Consult factory for other model drawings)

Flow Data at 100°F (37°C)**Air****Water****Options****Special Cleaning and Packaging (SC-11)**

To order lift check valves cleaned and packaged in accordance with *Special Cleaning and Packaging (SC-11)* (MS-06-63), page 1175, to ensure compliance with product cleanliness requirements stated in ASTM G93 Level C, add **-SC11** to the valve ordering number.

Example: SS-53S4-SC11

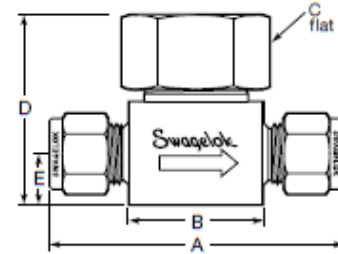
Special Alloys

Many valve bodies are available in other alloys. Contact your authorized Swagelok sales and service representative for more information.

Ordering Information and Dimensions

Select an ordering number.

Dimensions are for reference only and are subject to change.



End Connections		C _v	Orifice in. (mm)	Ordering Number	Series	Dimensions, in. (mm)				
Inlet/Outlet	Size					A	B	C	D	E
Swagelok tube fittings	1/4 in.	0.30	0.156 (4.0)	SS-53S4	53	2.40 (61.0)	1.01 (25.7)	7/8	1.47 (37.3)	0.39 (9.9)
	3/8 in.	0.64	0.250 (6.4)	SS-56S6	56	2.83 (71.9)	1.31 (33.3)	1 1/4	1.85 (47.0)	0.50 (12.7)
	1/2 in.	2.20	0.437 (11.1)	SS-58S8	58	3.92 (99.6)	2.19 (55.6)	1 1/2	2.44 (62.0)	0.62 (15.7)
	3/4 in.			SS-58S12						
	6 mm	0.30	0.156 (4.0)	SS-53S6MM	53	2.40 (61.0)	1.01 (25.7)	7/8	1.47 (37.3)	0.39 (9.9)
Female NPT	1/8 in.	0.30	0.156 (4.0)	SS-53F2	53	2.00 (50.8)	1.00 (25.4)	7/8	1.47 (37.3)	0.39 (9.9)
	1/4 in.			SS-53F4		2.06 (52.3)	0.94 (23.9)			
	1/4 in.	0.64	0.250 (6.4)	SS-56F4	56	2.25 (57.2)	1.25 (31.8)	1 1/4	1.85 (47.0)	0.50 (12.7)
	3/8 in.	2.20	0.437 (11.1)	SS-58F6	58	3.12 (79.2)	1.86 (47.2)	1 1/2	2.44 (62.0)	0.62 (15.7)
	1/2 in.			SS-58F8						
Tube socket weld or pipe butt weld	1/4 in.	0.30	0.156 (4.0)	SS-53SW4T	53	1.81 (46.0)	0.90 (22.9)	7/8	1.47 (37.3)	0.39 (9.9)
	3/8 in.	0.64	0.250 (6.4)	SS-56SW6T	56	2.25 (57.2)	1.25 (31.8)	1 1/4	1.85 (47.0)	0.50 (12.7)
	1/2 in.			SS-56SW8T						
	1/2 in.	2.20	0.437 (11.1)	SS-58SW8T	58	3.13 (79.5)	1.88 (47.8)	1 1/2	2.44 (62.0)	0.62 (15.7)
Swagelok tube fitting/female NPT	1/4 in.	0.30	0.156 (4.0)	SS-53S4-F4	53	2.23 (56.6)	0.97 (24.6)	7/8	1.47 (37.3)	0.39 (9.9)

Dimensions shown with Swagelok nuts finger-tight.

Sour Gas Service

Lift check valves are available for sour gas service. Materials are selected in accordance with NACE MR0175/ISO 15156.

Technical Data**Pressure Rating at 70°F (20°C)**

6000 psig (413 bar)

Temperature Rating

-65 to 500°F (-53 to 260°C)

Materials of Construction

Poppet—alloy 400/B164

All other materials and lubricant same as standard product. See **Materials of Construction**, page 622.

Data sheet

Metric information

Superwool® Plus MD Paper

	Superwool® Plus MD Paper
Classification temperature, °C	1200
Colour	Black / White
Density, kg/m³	230
Thickness (measured @kpa)	± 10%
Tensile strength, EN 1094-1, MPa	> 0.65
Loss on ignition, %	12
Linear Shrinkage at 1000°C %	<2
Thermal conductivity, ASTM C-201, W/m K	
Mean Temperature	
@200°C	0.05
@400°C	0.07
@600°C	0.11
@800°C	0.16
@1000°C	0.23

Availability and Packaging

Superwool® Plus MD Paper is available in standard rolls of 1000mm and 500mm which are packed in cartons.

Special roll lengths and widths can also be supplied.

Also available with self adhesive backing or aluminium foil backed.

Thickness (mm)	Length (m)
2	20
3	15
4	10
5	10
6	10
8	10
10	10

Contact

Europe:

Telephone:
+44 (0) 151 334 4030

E-mail:
marketing.ec@morganplc.com

North America:

Telephone:
+1 (706) 796 4200

E-mail:
northamerica.ti@morganplc.com

South America:

Telephone:
+54 (11) 4373 4439

E-mail:
marketing.sc@morganplc.com

Asia:

Telephone:
+65 6595 0000

E-mail:
asia.mc@morganplc.com

While the values and application information in this data sheet are typical, they are given for guidance only. The values and the information given are subject to normal manufacturing variation and may be subject to change without notice. Morgan Advanced Materials - Thermal Ceramics makes no guarantee and gives no warranty about the suitability of a product and you should seek advice to confirm the product's suitability for use with Morgan Advanced Materials - Thermal Ceramics.

SUPERWOOL® is a patented technology for high temperature insulation wools which have been developed to have a low bio persistence (information upon request). SUPERWOOL® products may be covered by one or more of the following patents, or their foreign equivalents:

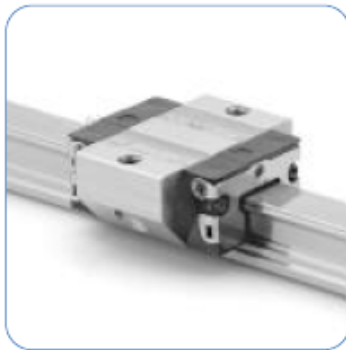
SUPERWOOL® PLUS and SUPERWOOL® HT products are covered by patent numbers:
US5714421 and US7470641, US7651965, US7875566, EP1544177 and EP1725503 respectively.

A list of foreign patent numbers is available upon request to Morgan Advanced Materials plc.

Morgan Advanced Materials plc Registered in England & Wales at: Quadrant, 55-57 High Street, Windsor, Berkshire SL4 1LP UK Company No: 286773

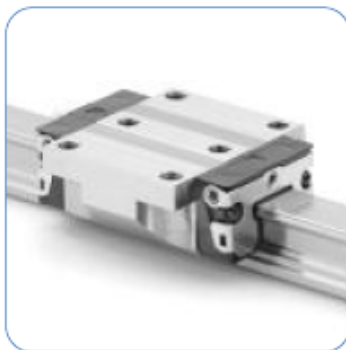
Carriages

Load ratings



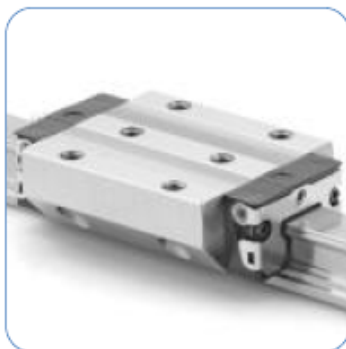
LLRHC xx SA (Flange short. Standard height.)

Size			15	20	25	30	35	45
Design								
ball chain	C (N)	5 900	12 400	14 000	22 100	29 300	–	
no ball chain	C (N)	6 800	12 400	15 800	22 100	29 300	–	
ball chain	C ₀ (N)	6 700	13 600	15 200	24 800	32 400	–	
no ball chain	C ₀ (N)	8 100	13 600	18 200	24 800	32 400	–	



LLRHC xx A (Flange normal. Standard height.)

Size			15	20	25	30	35	45
Design								
ball chain	C (N)	7 280	17 400	21 300	29 300	41 900	63 300	
no ball chain	C (N)	7 800	18 800	22 800	31 700	41 900	68 100	
ball chain	C ₀ (N)	12 100	21 700	27 300	37 200	54 000	77 100	
no ball chain	C ₀ (N)	13 500	24 400	30 400	41 300	54 000	85 700	

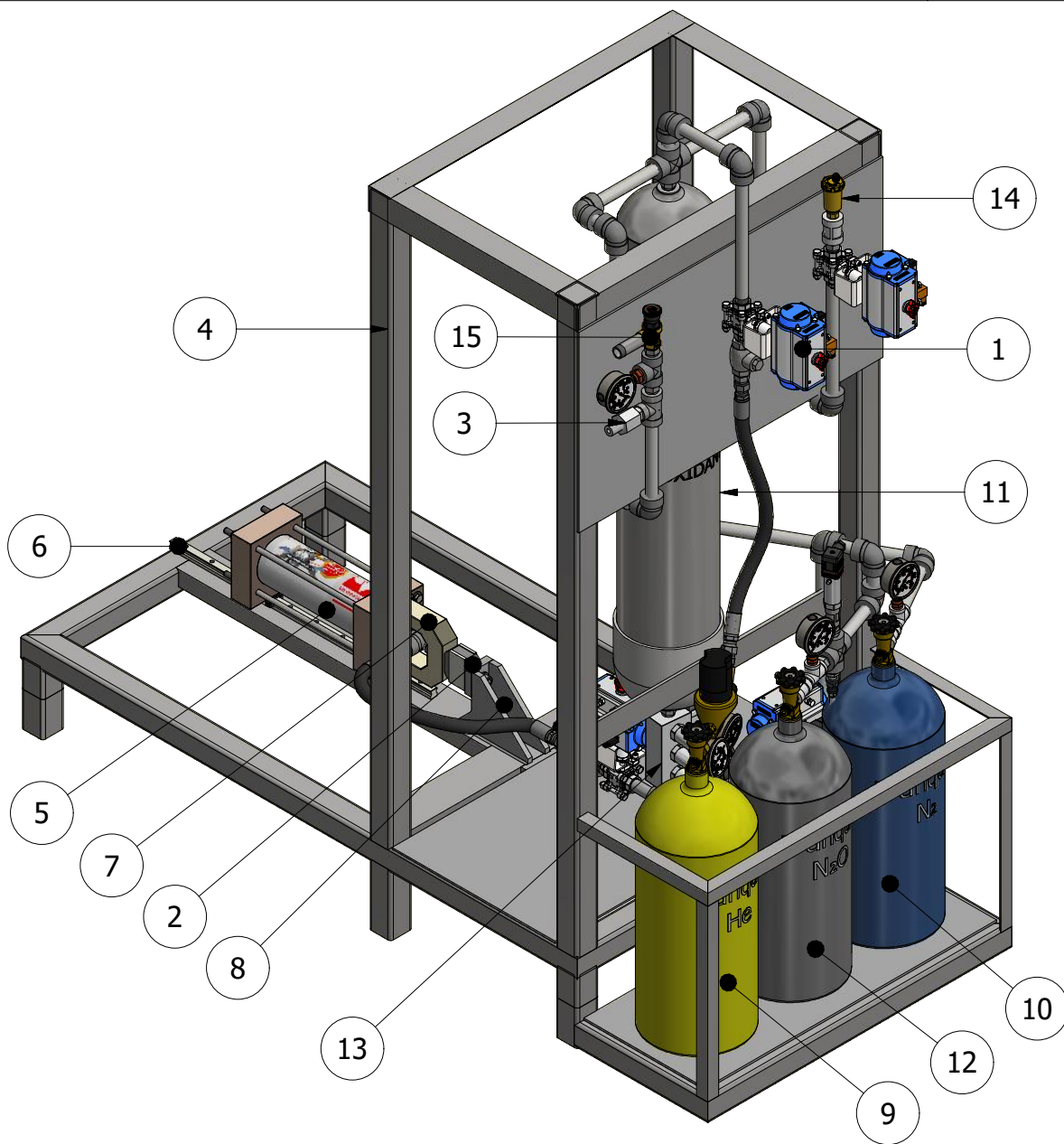


LLRHC xx LA (Flange long. Standard height.)

Size			15	20	25	30	35	45
Design								
ball chain	C (N)	9 000	23 100	27 500	38 000	53 000	81 900	
no ball chain	C (N)	10 000	24 400	30 400	40 000	55 600	90 400	
ball chain	C ₀ (N)	17 500	32 500	39 500	53 700	75 600	111 400	
no ball chain	C ₀ (N)	20 200	35 200	45 500	57 800	81 000	128 500	

Anexo III Planos de detalle

A continuación, se adjuntan los planos de detalle del banco de pruebas para un motor cohete tipo híbrido



LISTA DE PARTES		
ITEM	Cantidad	Nombre de parte
1	5	Accionador Neumático
2	1	Celda de carga
3	1	Disco de Ruptura
4	1	Estructura banco de pruebas
5	1	Motor cohete híbrido
6	1	Riel SKF LLRHC15SA
7	1	Soporte estructural B
8	2	Soporte estructural D
9	1	Tanque He
10	1	Tanque N2
11	1	Tanque Principal de oxidante
12	1	Tanque de recarga N2O
13	1	Tubo venturi
14	1	Valvula para venteo
15	1	Válvula de Alivio

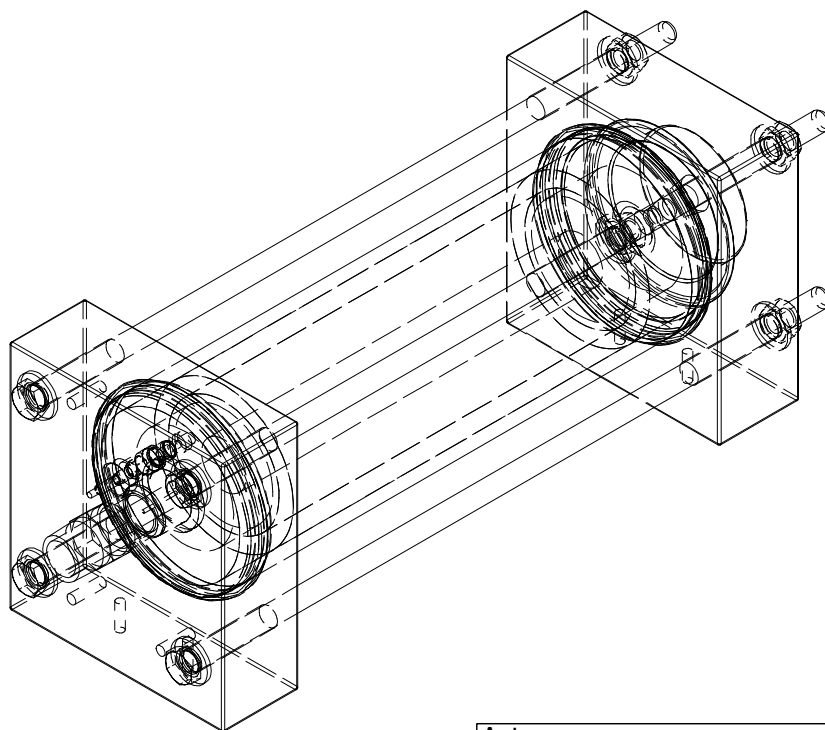
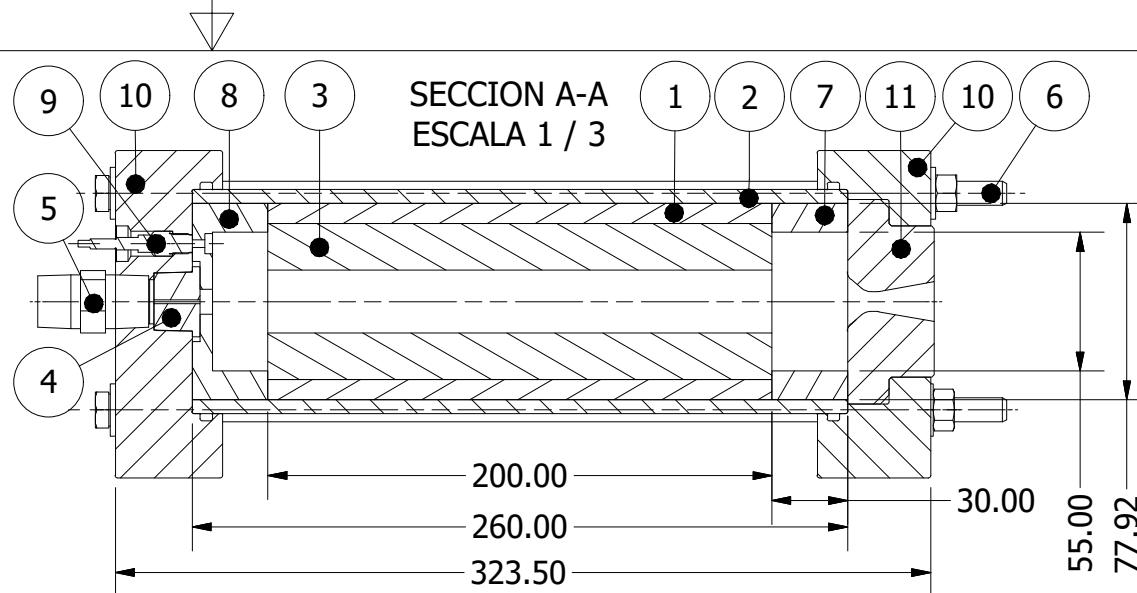
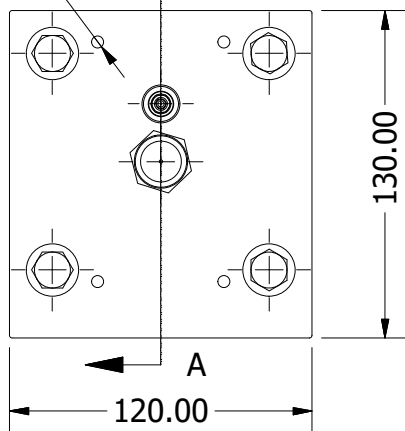
Autor		Orlando Cerón Plazas	25-08-2017	Título		Banco de pruebas para MCH		
Revisó		Ing. Estebán Maya Muñoz	28-08-2017	Proyecto		Diseño de un banco de pruebas para un MCH		
Aprobó		PhD. Jairo Antonio Valdés	28-08-2017	Escala	0,09:1	Unidades	mm	Tamaño A4
						Hoja 1 de 10		



GIIDA

Escuela de Ingeniería Mecánica - Univalle

M6x1-6H ∇ 12.00 X4



LISTA DE PARTES

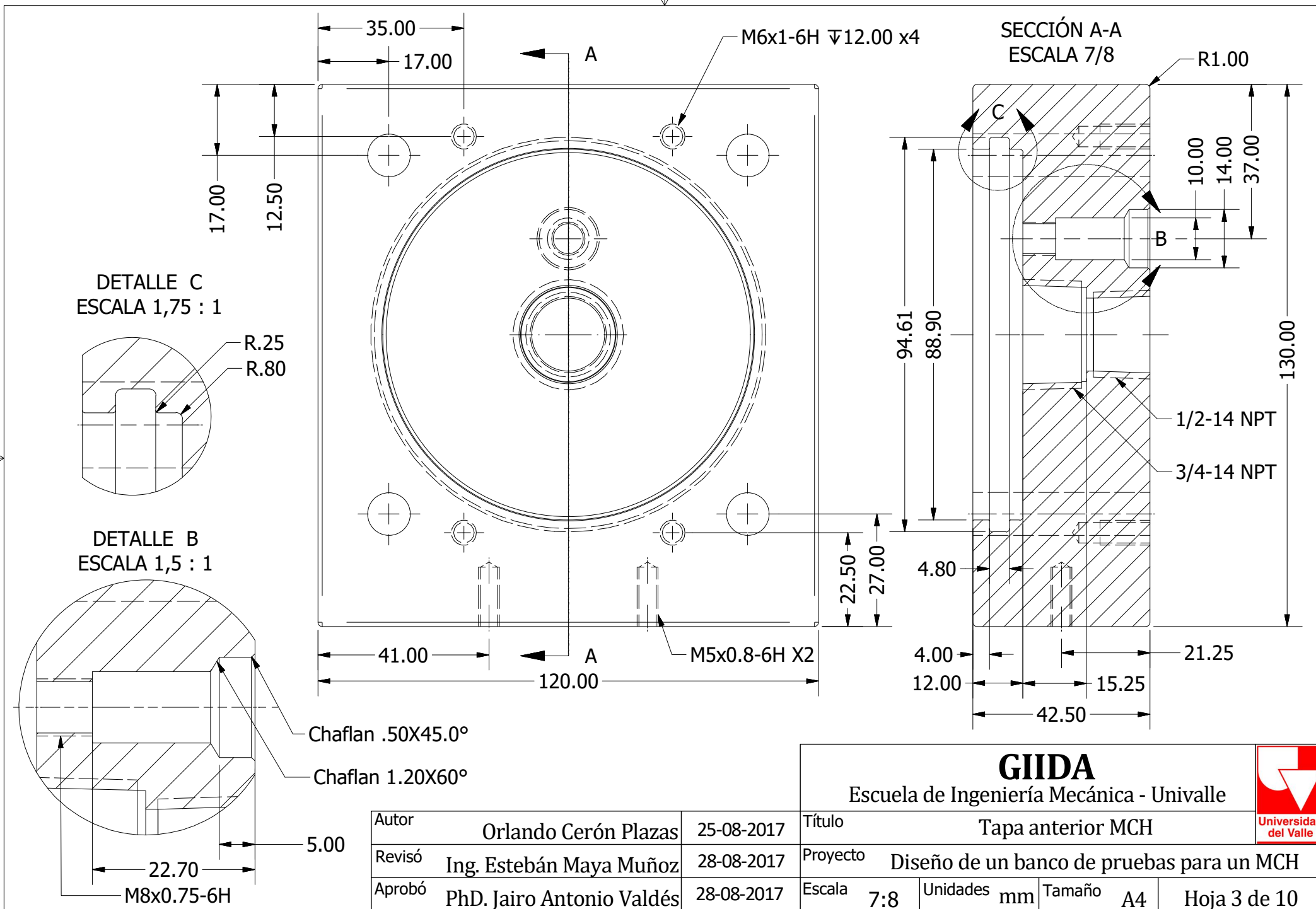
ITEM	Cantidad	Nombre de parte
1	1	Aislante térmico
2	1	Carcasa cilíndrica
3	1	Grano de combustible
4	1	Inyector
5	1	Niple Hex N8-1/2"
6	4	Perno 3/8-16UNC-14
7	1	Postcámara de combustión
8	1	Precámara de combustión
9	1	Sensor de presión
10	2	Tapas motor cohete
11	1	Tobera

GIIDA

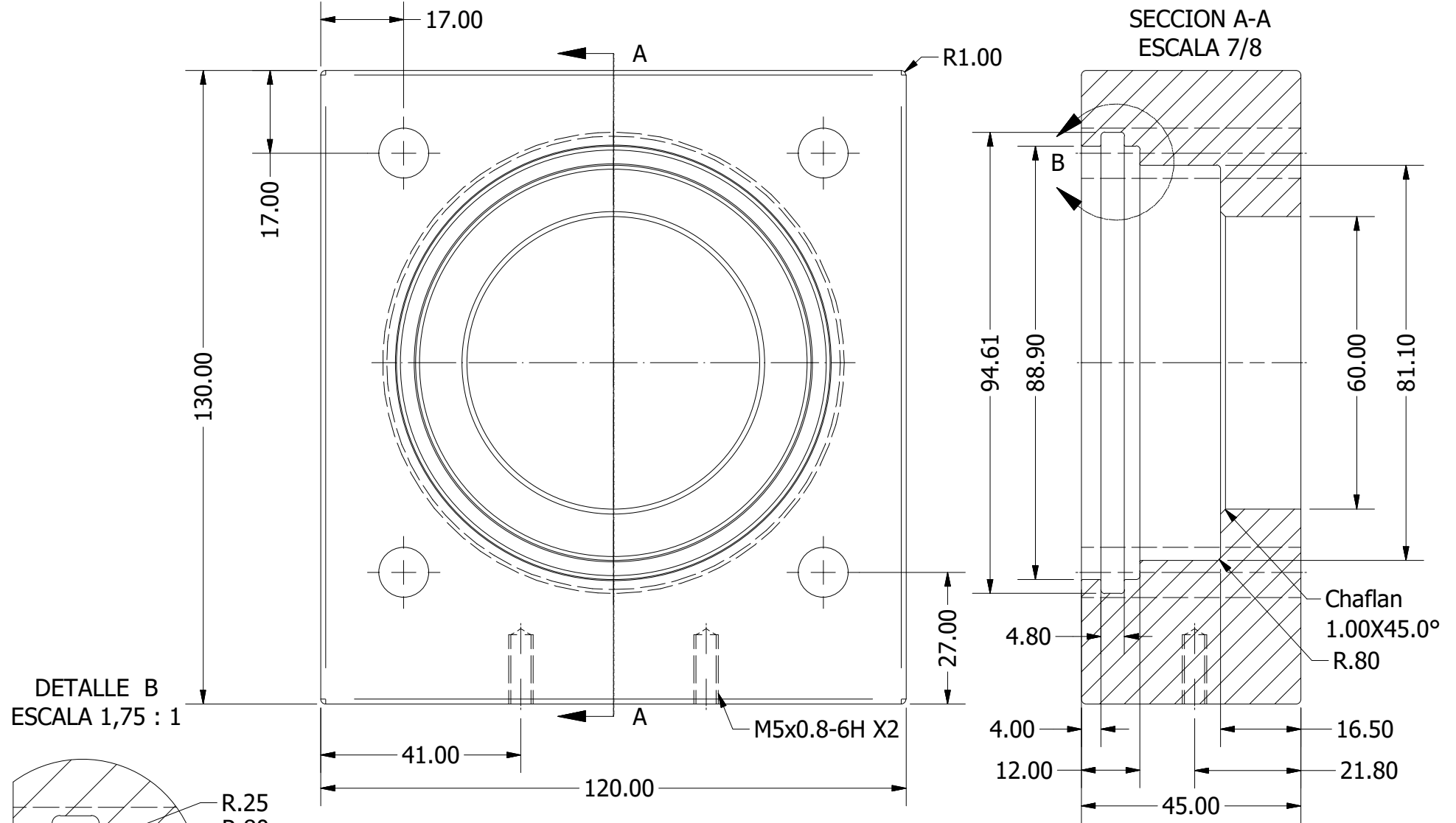
Escuela de Ingeniería Mecánica - Univalle



Autor	Orlando Cerón Plazas	25-08-2017	Título	Ensamble motor cohete hibrido			
Revisó	Ing. Estebán Maya Muñoz	28-08-2017	Proyecto	Diseño de un banco de pruebas para un MCH			
Aprobó	PhD. Jairo Antonio Valdés	28-08-2017	Escala	1:3	Unidades	mm	Tamaño A4
			Hoja 2 de 10				



GIIDA Escuela de Ingeniería Mecánica - Univalle				 Universidad del Valle			
Autor		Orlando Cerón Plazas		Título		Tapa anterior MCH	
Revisó		Ing. Estebán Maya Muñoz		Proyecto		Diseño de un banco de pruebas para un MCH	
Aprobó		PhD. Jairo Antonio Valdés		Escala		7:8	Unidades mm
				Tamaño		A4	Hoja 3 de 10

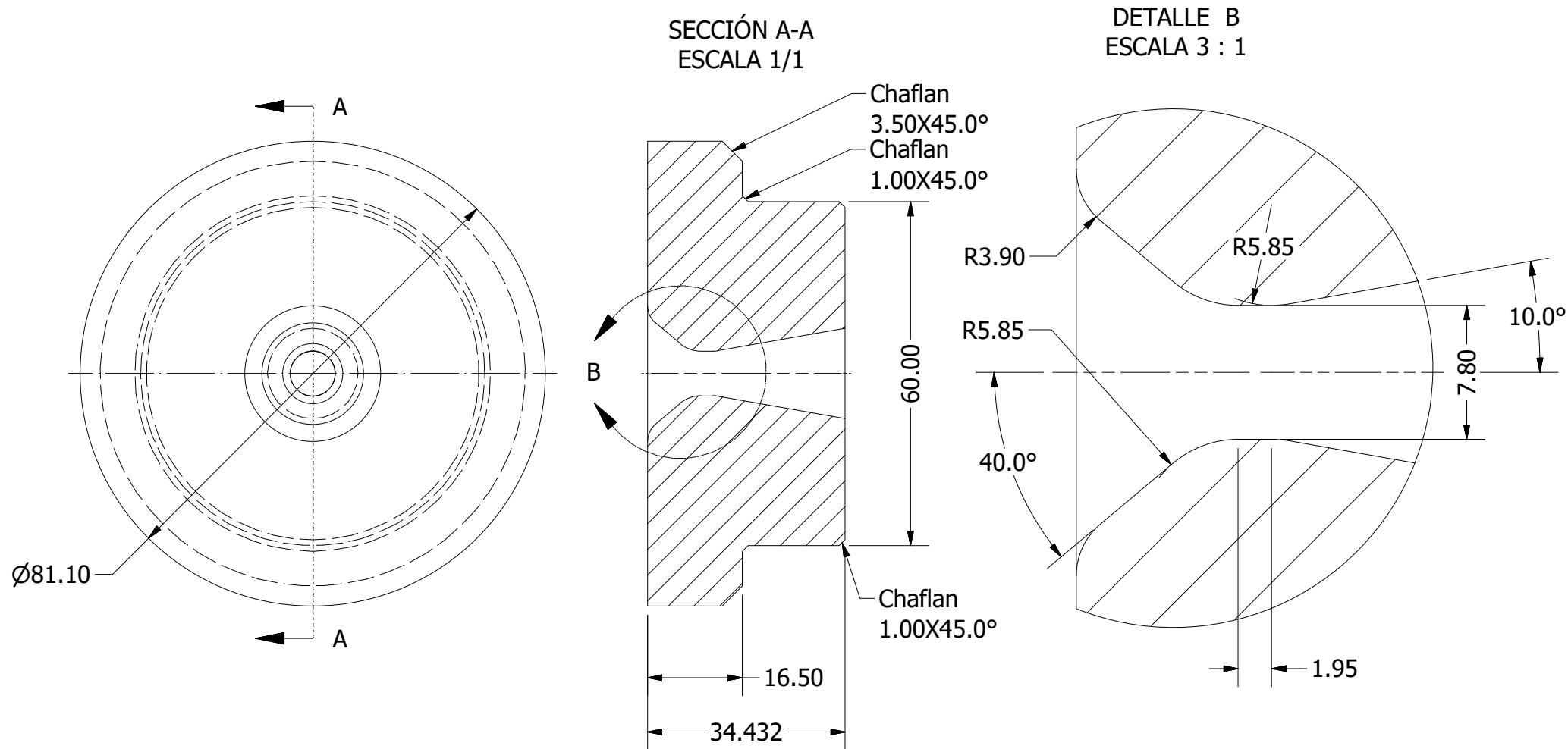


GIIDA

Escuela de Ingeniería Mecánica - Univalle

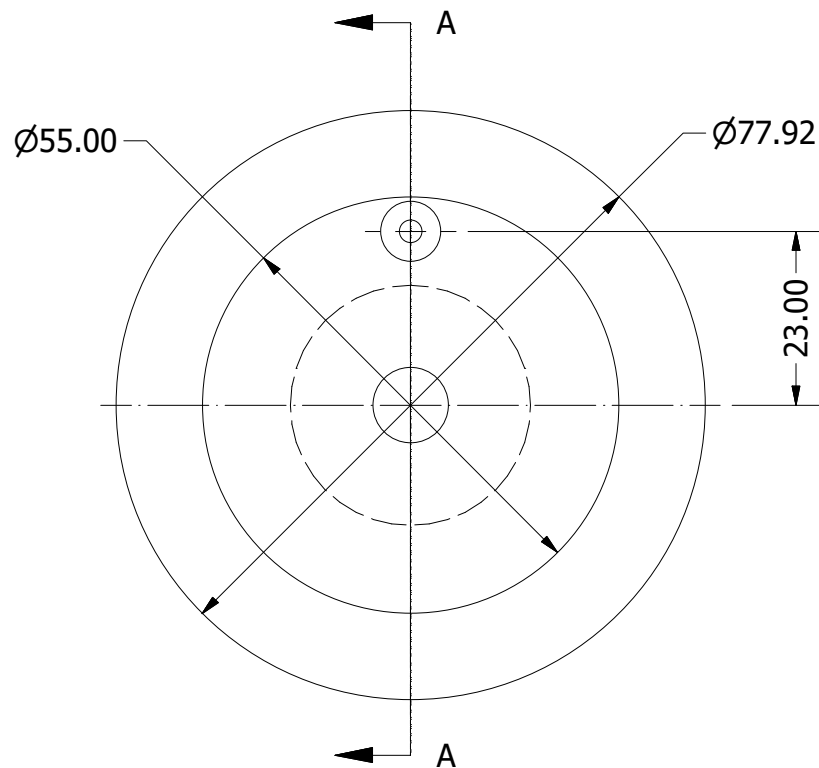


Autor	Orlando Cerón Plazas	25-08-2017	Título				Tapa posterior MCH	Universidad del Valle	
Revisó	Ing. Estebán Maya Muñoz	28-08-2017	Proyecto						Diseño de un banco de pruebas para un MCH
Aprobó	PhD. Jairo Antonio Valdés	28-08-2017	Escala	7:8	Unidades	mm	Tamaño		A4

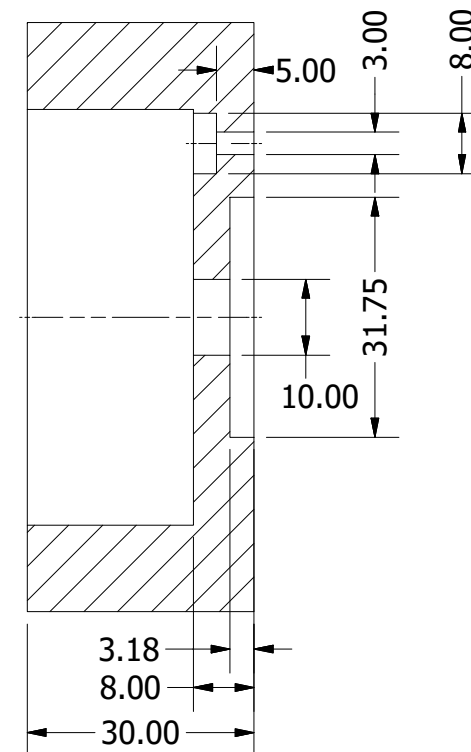


			GIIDA Escuela de Ingeniería Mecánica - Univalle				
Autor	Orlando Cerón Plazas	25-08-2017	Título	Tobera convergente divergente de MCH			
Revisó	Ing. Estebán Maya Muñoz	28-08-2017	Proyecto	Diseño de un banco de pruebas para un MCH			
Aprobó	PhD. Jairo Antonio Valdés	28-08-2017	Escala	1:1	Unidades	mm	Tamaño A4
					Hoja 5 de 10		

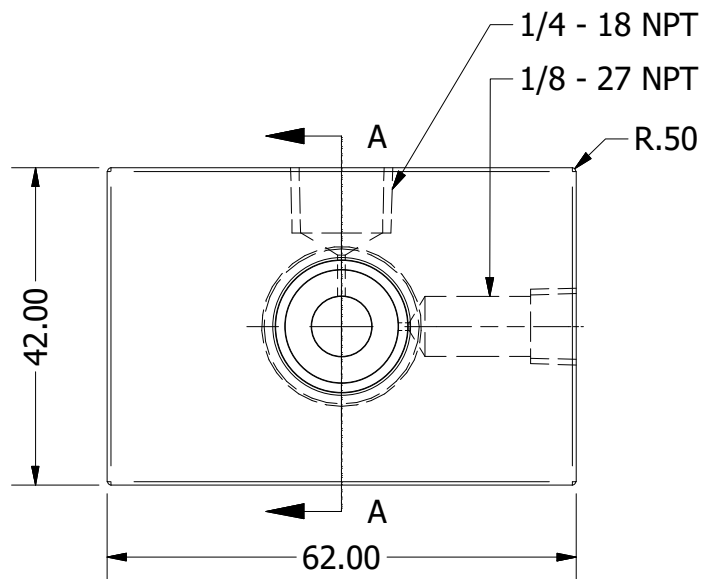




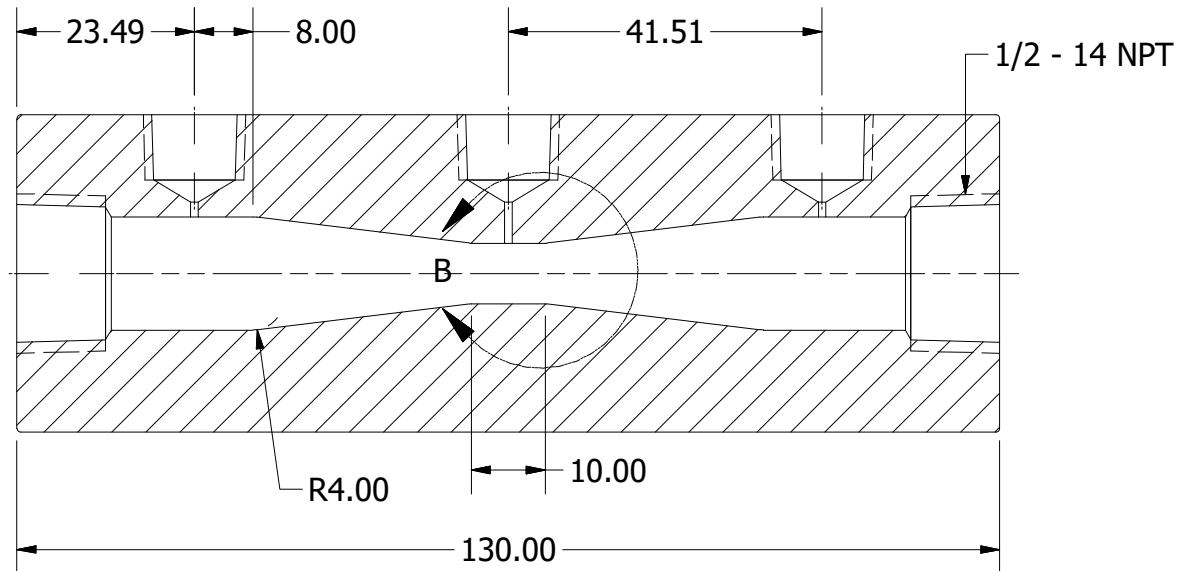
SECCIÓN A-A
ESCALA 1/1



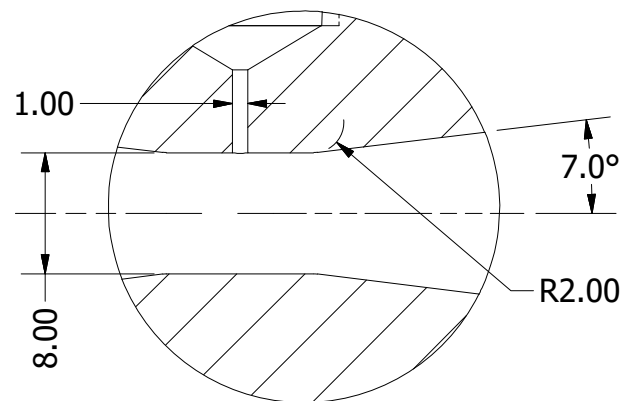
Autor	Orlando Cerón Plazas	25-08-2017	Título				Cilindro de grafito de precámara		
Revisó	Ing. Estebán Maya Muñoz	28-08-2017	Proyecto				Diseño de un banco de pruebas para un MCH		
Aprobó	PhD. Jairo Antonio Valdés	28-08-2017	Escala	1:1	Unidades	mm	Tamaño		A4



SECCIÓN A-A
ESCALA 1/1



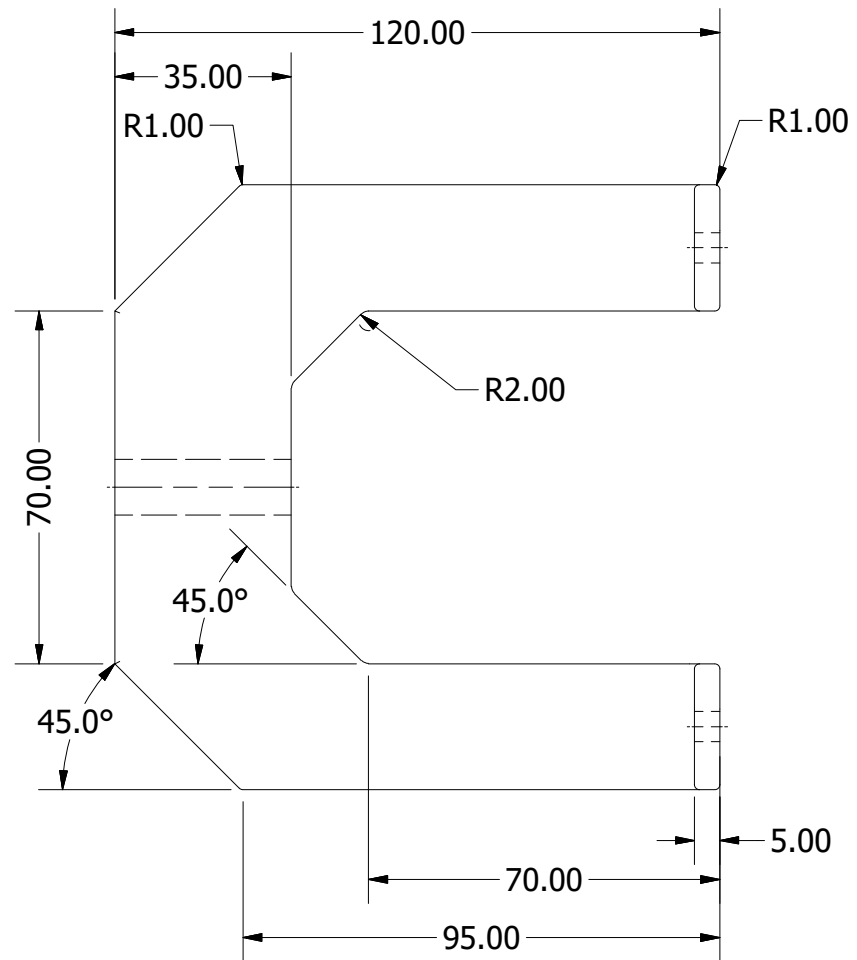
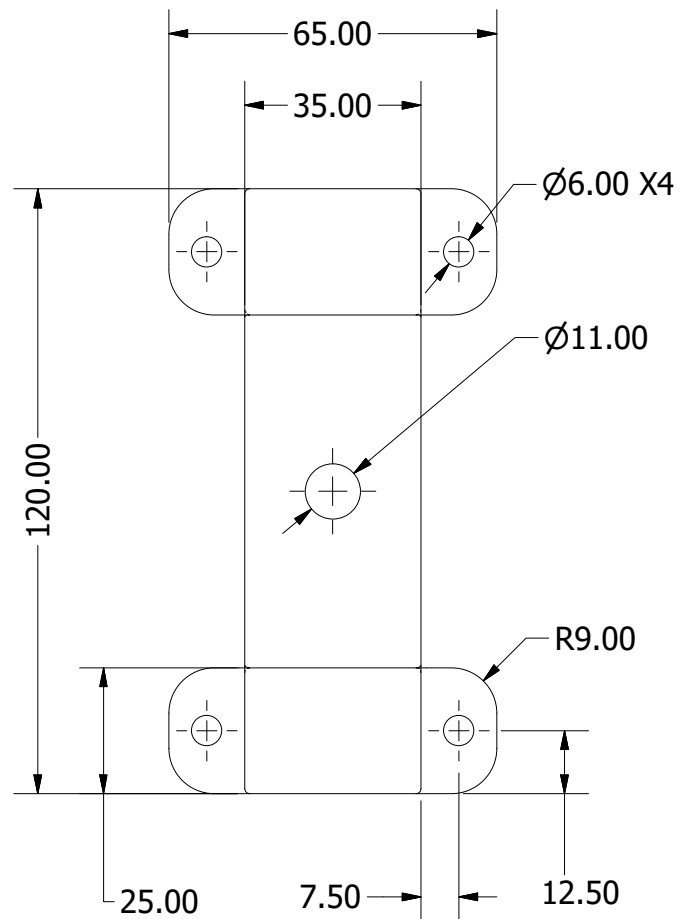
DETALLE B
ESCALA 2 : 1



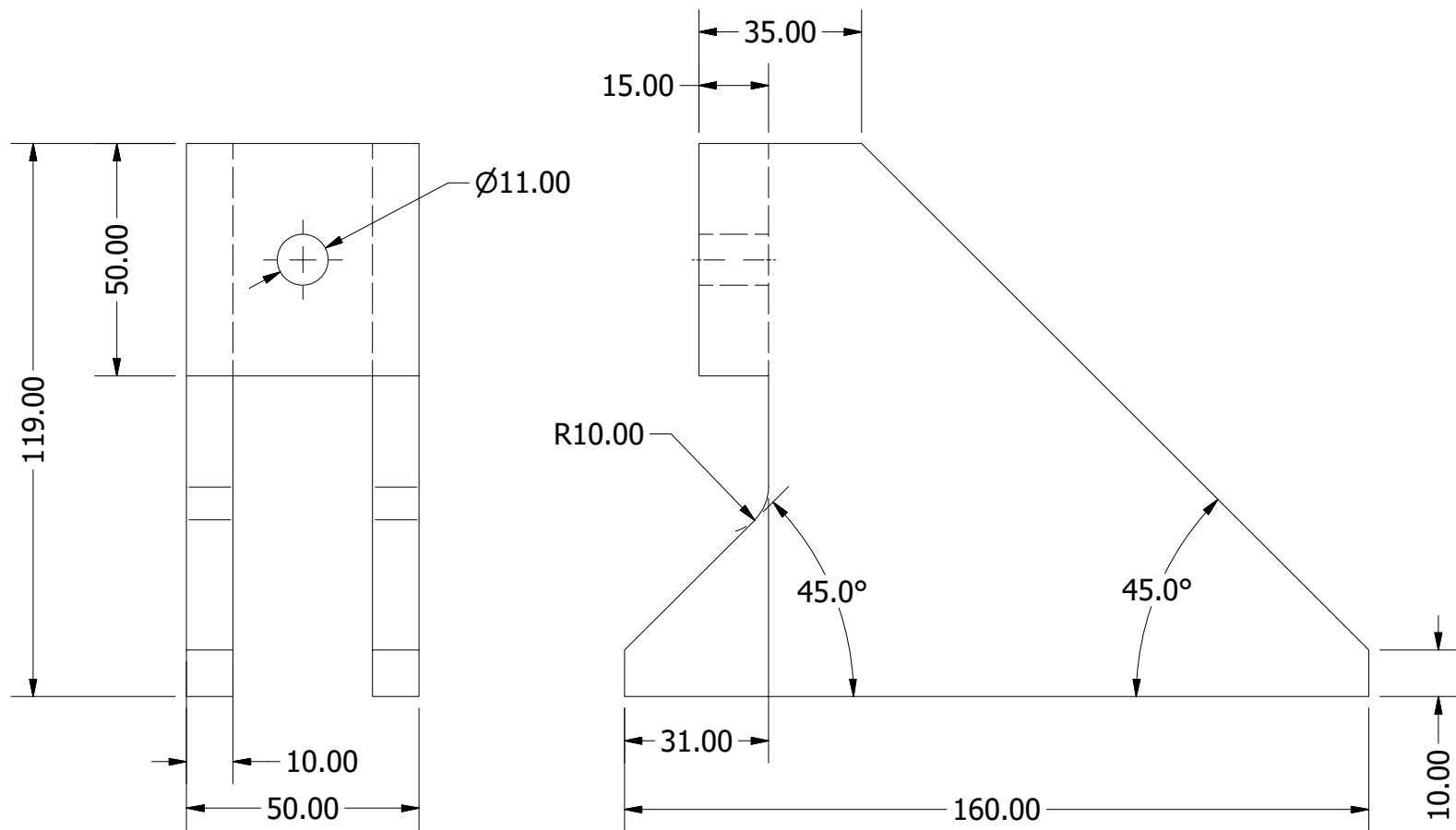
GIIDA
Escuela de Ingeniería Mecánica - Univalle



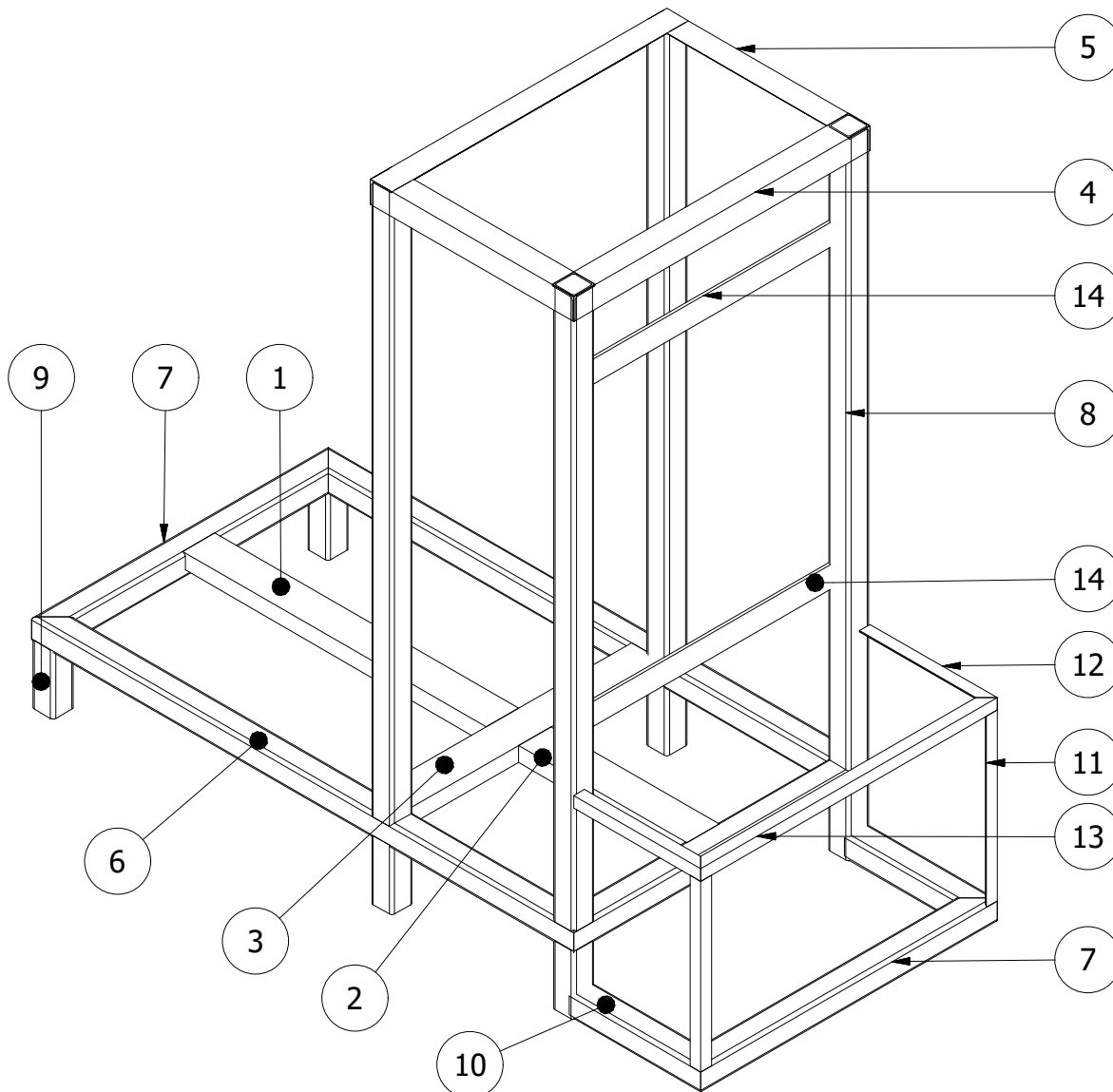
Autor	Orlando Cerón Plazas	25-08-2017	Título	Tubo venturi			
Revisó	Ing. Estebán Maya Muñoz	28-08-2017	Proyecto	Diseño de un banco de pruebas para un MCH			
Aprobó	PhD. Jairo Antonio Valdés	28-08-2017	Escala	2:1	Unidades	mm	Tamaño A4
					Hoja 7 de 10		



			GIIDA Escuela de Ingeniería Mecánica - Univalle						
Autor	Orlando Cerón Plazas	25-08-2017	Título				Soporte estructural (B)		
Revisó	Ing. Estebán Maya Muñoz	28-08-2017	Proyecto					Diseño de un banco de pruebas para un MCH	
Aprobó	PhD. Jairo Antonio Valdés	28-08-2017	Escala	2:3	Unidades	mm	Tamaño	A4	Hoja 8 de 10



			GIIDA Escuela de Ingeniería Mecánica - Univalle						
Autor	Orlando Cerón Plazas	25-08-2017	Título				Soporte estructural (D)		
Revisó	Ing. Estebán Maya Muñoz	28-08-2017	Proyecto					Diseño de un banco de pruebas para un MCH	
Aprobó	PhD. Jairo Antonio Valdés	28-08-2017	Escala	2:3	Unidades	mm	Tamaño	A4	Hoja 9 de 10



LISTA DE PARTES

ITEM	Cantidad	Nombre de parte
1	1	Perfil AISC MC 3"x3,5"- 717,5mm
2	1	Perfil AISC MC 3"x3,5"- 397,5mm
3	1	Perfil AISC MC 3"x3,5"- 611,1mm
4	2	Perfil AISC L 2"x2"x1/8" - 700mm
5	2	Perfil AISC L 2"x2"x1/8"- 598,4mm
6	2	Perfil AISC HSS 2"x2"x1/8" - 1280mm
7	3	Perfil AISC HSS 2"x2"x1/8" - 700mm
8	4	Perfil AISC HSS 2"x2"x1/8" - 1274mm
9	6	Perfil AISC HSS 2"x2"x1/8" - 140mm
10	2	Perfil AISC HSS 2"x2"x1/8" - 310mm
11	2	Perfil AISC L 1"x1"x1/8" - 415mm
12	2	Perfil AISC L 1"x1"x1/8" - 300mm
13	1	Perfil AISC L 1"x1"x1/8" - 700mm
14	2	Perfil AISC 2"x1/4" - 660mm

GIIDA

Escuela de Ingeniería Mecánica - Univalle



Autor	Orlando Cerón Plazas	25-08-2017	Título	Estructura base banco de pruebas			
Revisó	Ing. Estebán Maya Muñoz	28-08-2017	Proyecto	Diseño de un banco de pruebas para un MCH			
Aprobó	PhD. Jairo Antonio Valdés	28-08-2017	Escala	1:12	Unidades	mm	Tamaño A4
			Hoja 10 de 10				