

## RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO.
2. **TÍTULO:** DEFINICIÓN DE LA GEOMETRIA Y SIMULACION DE UN PULSOREACTOR DE 20 A 50 lbf DE EMPUJE.
3. **AUTORES:** LILIANA ANDREA AREVALO ZABALETA, ESTRELLA NATALI BORJA GOYENECHÉ, SANTIAGO CASTRO SANCHEZ
4. **LUGAR:** BOGOTA D.C.
5. **FECHA:** Enero de 2015
6. **PALABRAS CLAVE:** Termodinámica, Reactores, Pulsorreactores, Toberas, CFD.
7. **DESCRIPCION DEL TRABAJO:** El objetivo principal de este proyecto es definir geoméricamente y simular un pulsorreactor sin válvulas con capacidad de desarrollar un empuje entre 20 y 50 lbf .
8. **LINEAS DE INVESTIGACION:** Líneas de investigación de la USB: Motores .Sub línea de facultad de ingeniería: Campo temático del Programa: análisis termodinámicos y Análisis computacional de fluidos.
9. **METODOLOGIA:** Es de carácter empírico-analítico, con un enfoque metodológico con base en un estudio de pulsorreactores existentes.
10. **CONCLUSIONES:** Teniendo en cuenta los resultados obtenidos en el estudio de la presente tesis, se definen unos parámetros base para la operación del pulsorreactor, vitales para un futuro desarrollo y optimización del modelo; permitiendo mejorar rangos de operación y comportamiento del flujo en el motor. A futuro se puede llevar a cabo una simulación bajo el mismo modelo, verificando los valores de entrada de aire y combustible que permitan el desarrollo correcto de la combustión. Además de la implementación de solucionadores y ecuaciones más complejas que permitan estabilizar las variables de manera rápida en el momento de la simulación, minimizando el tiempo requerido para la convergencia de la solución.

**DEFINICIÓN DE LA GEOMETRÍA Y SIMULACIÓN DE UN PULSORREACTOR  
DE 20 A 50 lbf DE EMPUJE**

**LILIANA ANDREA ARÉVALO ZABALETA**

**ESTRELLA NATALI BORJA GOYENECHÉ**

**SANTIAGO CASTRO SÁNCHEZ**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍA  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ 2015**

**DEFINICIÓN DE LA GEOMETRÍA Y SIMULACIÓN DE UN PULSORREACTOR  
DE 20 A 50 lbf DE EMPUJE**

**LILIANA ANDREA ARÉVALO ZABALETA  
ESTRELLA NATALI BORJA GOYENECHÉ  
SANTIAGO CASTRO SÁNCHEZ**

**Trabajo de investigación para optar al título de Ingeniero Aeronáutico**

**Director**

**PhD. OSCAR HERNANDO VENEGAS PEREIRA**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍA  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ 2015**



**NOTA DE ACEPTACION**

---

---

---

---

---

**Firma presidente del jurado**

---

**Firma del jurado**

---

**Firma del jurado**

**BOGOTÁ 2015**



## **AGRADECIMIENTOS**

*Agradecemos especialmente a nuestro tutor PhD. Oscar Venegas quién nos colaboró y nos orientó de la mejor forma para poder culminar nuestro proceso académico. Así mismo, agradecemos a nuestro profesor y amigo, el Ingeniero Rafael Cerpa, ya que estuvo presente en todas las etapas de este proyecto ayudándonos y corrigiéndonos en dudas y errores que se presentaron en este proceso, dejándonos un gran conocimiento del área de motores que serán vitales en nuestro desempeño como ingenieros. También agradecemos al Ingeniero Salvador Vargas quién estuvo presente en el proyecto ayudándonos con sus conocimientos.*

*Agradecemos también a los demás profesores y personas que nos influenciaron positivamente para afrontar todas las dificultades que se nos presentaron en el camino y a la Facultad de Ingeniería Aeronáutica por formarnos como profesionales y humanamente.*



CONTENIDO	PÁG.
AGRADECIMIENTOS	I
CONTENIDO	III
LISTA DE TABLAS	V
LISTA DE FIGURAS	VI
GLOSARIO	VIII
1. INTRODUCCIÓN	1
2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.	2
2.1. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.	2
2.1.1. HIPÓTESIS	2
2.2. ANTECEDENTES	3
2.3. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN.	6
2.3.1. OBJETIVO GENERAL.	6
2.3.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS.	6
2.4. JUSTIFICACIÓN	6
2.5. ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO	7
2.5.1. ALCANCES	7
2.5.2. LIMITACIONES	8
2.6. ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN	8
2.7. LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD	9
3. MARCO DE REFERENCIA	11
3.1. MARCO TEÓRICO	11
3.1.1. MOTOR A REACCIÓN	11
3.1.2. PULSORREACTOR	13
3.2. MARCO METODOLÓGICO.	17
4. DESARROLLO DE INGENIERÍA	19

4.1. CÁLCULOS TÉRMICOS Y DE DINÁMICA DE GASES	20
4.1.1. ANÁLISIS TERMODINÁMICO	20
4.1.2. CÁLCULO DE MASA DE AIRE Y COMBUSTIBLE	35
4.2. SELECCIÓN DE MATERIALES	37
4.3. ANÁLISIS COMPUTACIONAL DE FLUJOS EN 2D Y 3D EN CFD.	38
4.3.1. ANÁLISIS COMPUTACIONAL DEL FLUJO EN 2D	39
4.3.2. ANÁLISIS COMPUTACIONAL DEL FLUJO EN 3D	58
5. CONCLUSIONES	72
BIBLIOGRAFÍA	75
ANEXO 1. TIPOS DE PULSORREACTORES Y CARACTERÍSTICAS	78
ANEXO 2. PLANO DEL PULSORREACTOR	86

## LISTA DE TABLAS

Pág.

Tabla 1. Datos iniciales cálculos termodinámicos y de gases. ....	22
Tabla 2. Ficha técnica del soplador de hojas. ....	23
Tabla 3. Valores de flujo isentrópico de relación de área igual a 1,125. ....	26
Tabla 4. Características del inyector de gas propano. ....	28
Tabla 5. Distribución estequiometrica. ....	35
Tabla 6. Distribución flujo de combustible. ....	36
Tabla 7. Características de las mallas. ....	40

## LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Ciclo Brayton. ....	12
Figura 2. Tobera convergente.....	13
Figura 3. Pulsorreactor con válvulas.....	14
Figura 4. Pulsorreactor sin válvulas.....	14
Figura 5. Ciclo Lenoir ideal.....	15
<i>Figura 6. Funcionamiento del Pulsorreactor sin Válvulas.</i> .....	16
Figura 7. Secciones Pulsorreactor.....	21
<i>Figura 8. Geometría de la cámara de combustión (unidades en mm).</i> .....	24
<i>Figura 9. Geometría de la cámara de combustión (unidades en mm).</i> .....	25
<i>Figura 10. Sección de salida de gases.</i> .....	31
<i>Figura 11. Tobera de salida.</i> .....	34
Figura 12. Visualización de la cantidad de nodos de las mallas 1, 2, 3 y 4. ....	41
Figura 13. Visualización de la cantidad de nodos de las mallas 5, 6 y 7. ....	41
Figura 14. Parámetro de continuidad- Sensibilidad de malla.....	42
Figura 15. Parámetro de energía- Sensibilidad de malla.....	43
Figura 16. Parámetro de flujo másico del aire-Sensibilidad de malla.....	43
Figura 17. Condiciones de Frontera.....	44
Figura 18. Fracción másica de propano 0,2 segundos .....	46
Figura 19. Fracción másica de propano 0,85 segundos.....	47
Figura 20. Contorno de presión para un tiempo de 0,2 segundos.....	48
Figura 21. Contorno de presión para un tiempo de 0,85 segundos.....	49
Figura 22. Contorno de presión para un tiempo de 0,853 segundos.....	49
Figura 23. Contorno de presión para un tiempo de 0,87 segundos.....	50
Figura 24. Contorno de temperatura para un tiempo de 0,6 segundos.....	51
Figura 25. Contorno de temperatura para un tiempo de 0,85 segundos.....	51
Figura 26. Contorno de temperatura para un tiempo de 0,853 segundos.....	52
Figura 27. Contorno de temperatura para un tiempo de 0,877 segundos.....	52
Figura 28. Contorno de velocidad para un tiempo de 0,6 segundos.....	53
Figura 29. Contorno de velocidad para un tiempo de 0,85 segundos.....	54
Figura 30. Contorno de velocidad para un tiempo de 0,853 segundos.....	55
Figura 31. Contorno de velocidad para un tiempo de 0,875 segundos.....	55
Figura 32. Líneas de flujo en función de la velocidad para un tiempo de 0.6 s.....	56
Figura 33. Líneas de flujo en función de la velocidad para un tiempo de 0.853 s.....	57
Figura 34. Malla 3D isométrico.....	59
Figura 35. Secciones de Análisis Pulsorreactor 3D .....	59
Figura 36. Comportamiento de Fracción másica ( $C_3H_8$ ) a través del tiempo.....	61

Figura 37. Comportamiento de la temperatura de la cámara de combustión a lo largo del tiempo. ....	63
Figura 38. Comportamiento de la temperatura de salida de la cámara de combustión a lo largo del tiempo. ....	64
Figura 39. Comportamiento de la temperatura en la tobera de salida. ....	65
Figura 40. Temperatura vs Tiempo. ....	66
Figura 41. Comportamiento de la velocidad en la cámara de combustión con el paso del tiempo. ....	67
Figura 42. Comportamiento de la velocidad en la cámara de combustión con el paso del tiempo. ....	68
Figura 43. Comportamiento de la Aceleración a la salida del pulsorreactor con respecto al tiempo. ....	68
Figura 44. Velocidad vs tiempo. ....	70
Figura 45. Presión vs tiempo. ....	71
Figura 46. Pulsorreactor Argus tamaño grande. ....	78
<i>Figura 47. Pulsorreactor de 3 lbf de empuje. ....</i>	<i>78</i>
Figura 48. Pulsorreactor de 2.25 lbf de empuje. ....	79
Figura 49. Pulsorreactor de 12 lbf de empuje. ....	79
Figura 50. Dimensiones para motor de 2, 4 y 5 lbf de empuje. ....	80
Figura 51. Dimensiones de motor de 2 libras de empuje. ....	81
Figura 52. Tamaño de las válvulas de pétalo para motor de 2 libras de empuje. ...	81
Figura 53. Dimensiones motor de 4 libras de empuje. ....	82
Figura 54. Tamaño de las válvulas de pétalo para motor de 4 libras de empuje. ...	83
Figura 55. Tamaño de las válvulas de pétalo para motor de 5 libras de empuje. ...	84

## GLOSARIO

$T_{tn}$  = Temperatura total de la etapa

$T_n$  = Temperatura estática de la etapa

$p_n$  = Presión estática de la etapa

$p_{tn}$  = Presión total de la etapa

$A_n$  = Área de la sección

$A^*$  = Área de la garganta

$Mt_n$  = Número de Mach de la etapa

$K$  = Constante adiabática de aire

$K'$  = Constante adiabática del gas

$\rho_n$  = Densidad estática de la etapa

$\rho_{tn}$  = Densidad total de la etapa

$a_n$  = Velocidad local del sonido en la etapa

$c_n$  = Velocidad de flujo en la etapa

$\dot{m}_n$  = Flujo másico en la etapa

$R_n$  = Radio de la etapa

$CP_{aire}$  = Calor específico del aire a presión constante

$CP_{gas}$  = Calor específico del gas a presión constante

$CV_{aire}$  = Calor específico del aire a volumen constante

$CV_{gas}$  = Calor específico del gas a volumen constante

$L_n$  = Longitud efectiva de la sección

$C_{Vpropano}$  = Calor específico a volumens constante del propano

$e_4$  = Energía interna en la cámara de combustión del pulsorreactor

$PI$  = Relación de compresión

$V_{rcc}$  = Volumen real de la cámara de combustión

$V_{cc}$  = Volumen de la cámara de combustión

$m_a$  = Masa del aire

$m_f$  = Masa del combustible

$h =$  Entalpía

$v =$  Velocidad de descarga de los gases

$v_e =$  Velocidad efectiva de los gases

$f =$  Frecuencia del pulsorreactor

$C =$  Consumo de combustible

$C_e =$  Consumo específico de combustible

$E_e =$  Empuje específico

$E_T =$  Empuje total

$T_{CC} =$  Temperatura de la cámara de combustión

## 1. INTRODUCCIÓN

Este proyecto tiene como objetivo principal definir la geometría y simular un pulsorreactor sin válvulas con capacidad de desarrollar un empuje entre 20 y 50 libras fuerza. Éste es desarrollado mediante un análisis termodinámico y de flujo isentrópico (ideal) en diferentes secciones para determinar la geometría del pulsorreactor; además de un análisis de fluido dinámico asistido por computador (CFD), por medio del software Ansys Fluent.

A partir de los conocimientos adquiridos se inicia con el análisis y definición preliminar del pulsorreactor, para así determinar los parámetros de operación y de esta forma lograr el objetivo principal de generar el empuje requerido. Luego de esto, a partir de los cálculos termodinámicos se definirá una geometría, la cual será analizada por medio del software Ansys Fluent, que permitirá corroborar el funcionamiento del pulsorreactor cumpliendo con los objetivos establecidos.

El análisis computacional se desarrollará en 2D y 3D para lograr obtener una interpretación del funcionamiento del pulsorreactor y de la generación del empuje planteado. Posteriormente, con los resultados obtenidos en CFD, se desarrolla un análisis ingenieril, que permite observar el comportamiento de flujo a través del motor incluyendo temperaturas, presiones, velocidades y funcionamiento del ciclo.

En la parte final del documento se encuentran las conclusiones obtenidas durante el desarrollo de la tesis y dentro de éstas se especifica cada uno de los logros obtenidos durante el proceso de investigación, así mismo se muestran los inconvenientes presentados durante el proceso de investigación.

## **2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.**

En este capítulo se plantea el problema del proyecto de grado, la hipótesis, los antecedentes, los objetivos y planteamientos de alcances y limitaciones que se tendrán en cuenta para lograr solucionar el problema que la hipótesis plantea. Así mismo, se describe un trabajo realizado con anterioridad que permitió crear un proyecto de grado con la idea de desarrollar la definición de la geometría de un pulsorreactor y su respectivo análisis en Ansys Fluent en 2D y 3D.

### **2.1. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.**

Se desea definir la geometría y simular un pulsorreactor sin válvulas con un rango de operación entre 20 y 50 lbf de empuje, haciendo uso de un análisis termodinámico para determinar sus características geométricas y variables de operación tales como temperaturas, presiones, velocidades y finalmente el empuje generado. Posteriormente, se hará uso de un software especializado en el estudio de fluidos-dinámicos asistido por computador (CFD), que permitirá determinar el comportamiento del flujo (mezcla aire-combustible) en el interior del motor, llevando a cabo un post procesamiento en Fluent con el fin de analizar la evolución de diferentes parámetros (velocidad, temperatura, número de Mach, entre otros) que determinan el comportamiento del flujo.

#### **2.1.1. Hipótesis**

La definición de la geometría de un pulsorreactor sin válvulas está determinada en los cálculos termodinámicos y de gases, los cuales permiten obtener dimensiones de la geometría del pulsorreactor solo hasta la cámara de combustión, debido a que no se tiene información académica que permita obtener geometría del radio y de la tobera de escape del pulsorreactor.

Los cálculos antes mencionados resultan importantes para determinar la geometría del pulsorreactor, ya que sin éstos no existiría definición del motor, por lo tanto, lo primero que se busca es obtener todas las características principales del motor tales como, velocidades, temperaturas, presiones y áreas. Luego desarrollar la simulación en el programa de Ansys Fluent, comprobando la veracidad de todos los datos y el funcionamiento del motor en óptimas condiciones, cumpliendo con los requerimientos deseados. De lo anterior nace la inquietud de *¿Cómo lograr comprobar mediante la simulación en 2D y 3D los datos obtenidos en los cálculos termodinámicos?*

A nivel mundial se usan programas de CFD en el desarrollo de nuevos prototipos, objetos y máquinas útiles para facilitar la vida de los diseñadores o Ingenieros. Dentro de estos programas uno de los más extendidos es Fluent, el cual permite realizar diferentes tipos de simulaciones tanto mecánicas, térmicas, trayectorias de flujo, etc. Sin embargo, no se tiene una gran experiencia en el campo de pulsorreactores sin válvulas, es por esto que se busca por medio de este software observar el comportamiento en general de cada uno de los parámetros desde el difusor de entrada hasta el de salida, para así comprobar que el empuje que se propone sea obtenido y la combustión se haga en óptimas condiciones.

## **2.2. ANTECEDENTES**

Como punto de partida de éste proyecto de grado se tuvo en cuenta el trabajo realizado por los estudiantes Hernán Darío Prada Saavedra, Carolina Sierra Garavito y Mauricio Ortiz Buitrago en el año 2002 titulado “Diseño y construcción de un pulsorreactor con su banco de pruebas”.

En este trabajo se llevó a cabo un proceso de ingeniería inversa, que consistió en definir una geometría de un nuevo pulsorreactor con válvulas y posteriormente desarrollar la construcción del motor y de su propio banco de pruebas.

Partiendo de éste trabajo, fue posible identificar las características fundamentales de un pulsorreactor basándose en la geometría, operación y las dificultades que implica una nueva definición de la geometría y la simulación de un pulsorreactor con válvulas. De esta manera, tomando en cuenta algunas de éstas características de diseño y construcción, se decidió desarrollar este pulsorreactor sin válvulas con el fin de obtener un motor que fuera más eficiente, respecto al proceso de construcción y operación, evidenciando el problema que presenta el pulsorreactor de la universidad en cuanto a la fragilidad de las válvulas; componente que pasado algunos ciclos de operación tiende a fallar. Para tener un funcionamiento continuo del banco de pruebas de la universidad es necesaria la manufactura frecuente de válvulas de admisión.

Por lo anterior se concibió la presente propuesta de proyecto de grado, orientada a la definición de la geometría de un nuevo prototipo determinando su comportamiento y sus características de operación y las variables que definen el flujo en el interior del pulsorreactor, que permita llevar a cabo una posible construcción del modelo a futuro. Dentro del trabajo previo adelantado en el proyecto integrador<sup>1</sup>, se trabajaron varias etapas, en donde se logró identificar y verificar cada uno de los pasos a seguir para definir correctamente la geometría, tales como, cálculos termodinámicos, dimensiones, empuje, y tipo de pulsorreactor; además de su funcionamiento básico.

Un pulsorreactor es un tipo de motor a reacción, el cual se define como un motor que descarga cierta cantidad de fluido para generar un empuje determinado. El primer pulsorreactor de la historia lo diseñó Paul Schmidt en Alemania, alrededor de 1920. Éste fue el primer reactor fabricado en serie para fines bélicos de la historia. Concretamente el modelo *Argus I* diseñado para propulsar la bomba voladora V1 (Nijboer ,2012), tenía un empuje máximo de unos 400 kgf (881.85 lbf)

---

<sup>1</sup> Proyecto Integrador: Trabajo que realizan los estudiantes desde tercer semestre hasta séptimo en semilleros o de manera independiente en alguna de las ramas de investigación que tiene la Universidad de San Buenaventura. A partir del 2014 el Proyecto Integrador se sustituyó por el Proyecto de Investigación Formativa (PIF).

y su autonomía era de aproximadamente 35 minutos de funcionamiento equivalente a la vida útil del sistema de válvulas empleadas en la admisión. Con el tiempo se determinó que el sistema de válvulas en el pulsorreactor tradicional no era funcional, debido a que el tiempo de funcionamiento máximo que brindaba era muy corto como consecuencia del desgaste producido por las altas presiones, ocasionando la destrucción de las válvulas de admisión y la interrupción en el funcionamiento del reactor.

Pasada la Segunda Guerra Mundial, empezaron a aparecer los primeros modelos del segundo tipo de pulsorreactor existente en el mundo, el pulsorreactor sin válvulas. Las naciones aliadas empezaron a investigar el potencial de estos reactores para diversos fines e iniciaron el desarrollo de pulsorreactores sin válvulas para poder alargar su vida útil y así poder aprovechar al máximo las ventajas que podían ofrecerles (Lujan 2002).

Existen multitud de modelos de pulsorreactores sin válvulas, pero el más eficiente y el más conocido es el denominado *Lockwood Hiller* destacado por su diseño, sencillez y una alta relación *peso/empuje*; siendo estos reactores de gran fiabilidad al no poseer ninguna pieza móvil. Haciendo una comparación estos reactores son más confiables que sus predecesores con válvulas y tienen una baja probabilidad de llegar a sufrir daños por absorción de partículas sólidas o líquidas (Lujan 2002).

Actualmente se conocen varios experimentos caseros de construcciones de pulsorreactor sin válvulas, dichos experimentos obvian el diseño y los cálculos matemáticos para su construcción y son desarrollados netamente con dimensiones basadas en patentes y diseños comunes.

Estos prototipos se tomaron como punto de partida para el desarrollo de este proyecto de grado.

## **2.3. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN.**

A continuación se exponen tanto el objetivo general como los objetivos específicos del proyecto, dando a conocer los logros que se quieren cumplir desarrollando éste proyecto de grado.

### **2.3.1. Objetivo General.**

Definir geoméricamente y simular un pulsorreactor sin válvulas con capacidad de desarrollar un empuje entre 20 y 50 lbf.

### **2.3.2. Objetivos Específicos.**

- Establecer cálculos termodinámicos y geométricos que soportarán el diseño de pulsorreactor.
- Definir la geometría del pulsorreactor y establecer comportamientos de flujo mediante cálculos térmicos y análisis computacional de flujos en 2D Y 3D en CFD.

## **2.4. JUSTIFICACIÓN**

Basados en el trabajo previo relacionado con el diseño de pulsorreactores, llevado a cabo en la Universidad de San Buenaventura, se decidió definir una geometría y simular un pulsorreactor sin válvulas, con el fin de proveer a futuro (con su construcción) una herramienta de tipo didáctica para los estudiantes de la Facultad, ya que dentro de los laboratorios del Programa de Ingeniería Aeronáutica no existen; permitiendo complementar lo aprendido en la teoría.

Para el desarrollo de esta propuesta se analizó el proyecto de banco de pruebas del pulsorreactor simulado en la tesis *“Diseño y construcción de un pulsorreactor con su banco de pruebas”* con el fin de analizar las posibles mejoras en geometría y cálculos del mismo. Se buscó mejorar ciertos parámetros obviados en la geometría anterior tales como cálculos termodinámicos, dimensionamiento del motor y simulación en el Software Ansys Fluent.

Así mismo, se observa que el desarrollo del proyecto es en general viable ya que se cuentan con los recursos humanos, institucionales y físicos necesarios para lograr el objetivo principal del estudio a realizar.

## **2.5. ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO**

A continuación se exponen los alcances y limitaciones planteados para este proyecto de grado con el fin de limitar la investigación y definir parámetros específicos de desarrollo durante el proceso de investigación.

### **2.5.1. Alcances**

- Se realizarán cálculos de dinámica de gases y cálculos térmicos del pulsorreactor.
- Se realizarán simulaciones teniendo en cuenta los resultados obtenidos con los cálculos termodinámicos y geométricos implementados previamente.
- Se deben incluir cálculos de combustión.
- La geometría de las secciones del pulsorreactor que no sean definidas a partir de los cálculos termodinámicos se establecerán y justificarán conforme a la revisión del estado del arte.
- Las simulaciones deben llevar a cabo previamente un estudio de malla para las simulaciones en 2D.

- Se realizarán simulaciones en 2D y 3D en CFD utilizando la capacidad máxima de procesamiento de los equipos de la Universidad en cuanto a cantidad de nodos para las mallas.
- Se realizará artículo de la investigación publicable.

### **2.5.2. Limitaciones**

- Solo se simulará en CFD el pulsorreactor basado en la geometría definida para el análisis.
- No se realizará ningún tipo de cálculo estructural para la definición del motor y soporte o unión al banco de pruebas de la universidad
- La selección de materiales se basará en la resistencia térmica del material, además de los costos de los mismos, debido que el costo total del desarrollo del proyecto será asumido por el grupo de trabajo.
- Se desarrollará con información experimental encontrada en la literatura y en la web.
- Se utilizará gas natural como combustible, puesto que, será utilizado en la Universidad de San Buenaventura, la cual dispone en sus laboratorios de una línea de propano.

## **2.6. ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN**

El enfoque de esta investigación es cuantitativo analítico, es decir que los resultados y análisis durante el proyecto se pueden expresar numéricamente; dichos resultados demuestran características propias del pulsorreactor puesto que cada parte de la definición de la geometría hace parte de un conjunto de procesos, donde cada etapa del estudio precede a otra.

Durante el desarrollo del proyecto, se lleva a cabo un seguimiento continuo de las tareas y del cumplimiento de los objetivos, alcances y limitaciones de las fases del proyecto para así lograr la culminación con éxito del pulsorreactor sin válvulas.

## 2.7. LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD

La línea de investigación del Programa de Ingeniería Aeronáutica para el cual está asociado este proyecto es Energía y Propulsión. El Programa de Ingeniería Aeronáutica de la Universidad de San Buenaventura cuenta con un grupo de investigación especializado en el campo aeronáutico<sup>2</sup>. AEROTECH, actualmente está encargado de la investigación en motores y energías alternativas. Este grupo además de la parte aerodinámica, se encarga de promover y generar el interés en los diferentes tipos de máquinas térmicas, su funcionamiento, características, sus procesos y su construcción mediante la ejecución de varios proyectos relacionados con los motores a pistón, motores a reacción, materiales y combustibles; así como en el desarrollo de aplicaciones en energías renovables (Romaña 2009).

---

<sup>2</sup> Anteriormente existían dos grupos: GIMOC y AEROTECH, los cuales se han fusionado a partir del año 2014, quedando con el nombre AEROTECH.

Green Energy GIMOC: Este grupo se encargaba de promover y generar el interés en los diferentes tipos de máquinas térmicas, su funcionamiento, características, sus procesos, su diseño y su construcción, mediante la ejecución de varios proyectos relacionados con los motores a pistón, motores a reacción, materiales y Combustibles así como en el desarrollo de aplicaciones en energías renovables.

Aerospace Technology (AEROTECH): Anteriormente únicamente se desempeñaba en los campos de la aerodinámica, performance (rendimiento), aviónica, aeroelasticidad, estructuras, integración de sistemas de vuelo, dinámica y control de aeronaves, cualidades de vuelo, integración de motores, mantenimiento y sistemas satelitales. Actualmente, tiene a cargo las tareas del grupo GIMOC



### **3. MARCO DE REFERENCIA**

En este capítulo se desarrolla un estudio teórico de los principios fundamentales de funcionamiento de un motor a reacción, brindando información acerca de sus componentes, su composición cíclica y estructural y desarrollando un enfoque referencial hacia los pulsorreactores en general. Posteriormente, se da a conocer la información acerca de la historia de los pulsorreactores, su objetivo principal y su funcionamiento en cada tipo de pulsorreactor existente (pulsorreactor con válvulas y pulsorreactor sin válvulas).

Finalmente, en este capítulo se determina el marco metodológico, donde se pueden conocer los métodos, técnicas y herramientas necesarias para desarrollar satisfactoriamente el proyecto de investigación.

#### **3.1. MARCO TEÓRICO**

Se contempla en el marco teórico la explicación del funcionamiento del motor a reacción, las secciones de un pulsorreactor y todo lo comprendido entre los métodos, técnicas y herramientas necesarias para llevar a cabo el proyecto.

##### **3.1.1. Motor a Reacción**

Un motor a reacción es un motor térmico donde la energía liberada en el proceso de combustión se transforma en energía cinética. La fuerza de reacción que se obtiene de dicha energía cinética (empuje) sirve para impulsar la aeronave (Díez 2007). Existen dos tipos de motores: los endotérmicos y los exotérmicos. Los primeros se caracterizan porque tanto el órgano donde se realiza la combustión como el encargado de realizar el trabajo se encuentran dentro del motor, mientras que en los de combustión externa, como la máquina de vapor, el elemento encargado de realizar el trabajo, se encuentra fuera de la zona de combustión.

Principio de funcionamiento: debido a la forma convergente del difusor de entrada, el aire se comprime debido a la velocidad con la que entra, luego de esto llega al compresor y aumentando su presión. La masa de aire con alta presión es llevada a la cámara de combustión donde se lleva a cabo la mezcla con el combustible para la combustión, dicho proceso se desarrolla a presión constante. Los gases que salen de la cámara de combustión son expulsados a una gran presión y temperatura, los cuales llegan a la turbina en donde la energía cinética aumenta de manera considerable y es la que sirve para el trabajo mecánico del movimiento del compresor y la caja de reducción. Finalmente, cuando los gases salen de la tobera de salida son acelerados generando una fuerza de empuje.

Ciclo Brayton: el ciclo Brayton, define el ciclo correspondiente a un motor a reacción y su principal característica es que la combustión se desarrolla idealmente a presión constante y de forma isentrópica.

En la Figura 1, se puede ver el funcionamiento del ciclo Brayton, proceso que se divide en las siguientes fases: de 1-2 compresión en el compresor, 2-3 combustión en cámara o calentamiento isobárico, 3-4 Expansión en la turbina y 4-1 la expansión isentrópica en la tobera.

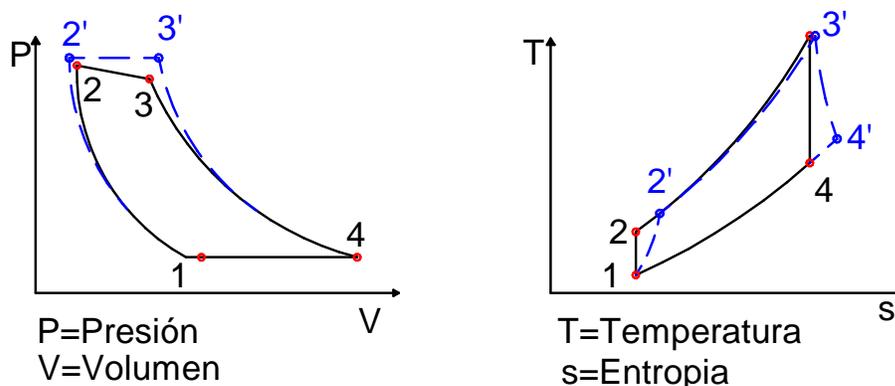
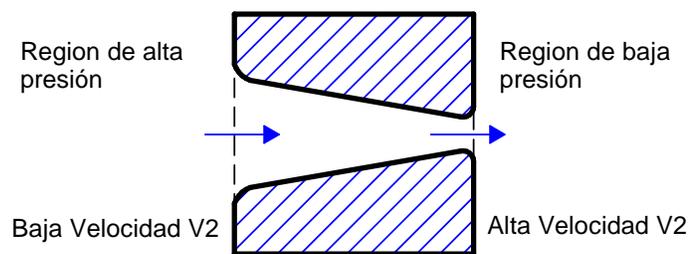


Figura 1. Ciclo Brayton.

Se observa que en el ciclo real (línea punteada de la Figura 3), la combustión no se desarrolla a presión constante, y la compresión y expansión no es isentrópica; sin embargo, no se aleja del ciclo ideal.

Toberas: en los motores a reacción, las toberas tienen la función de acelerar el fluido de trabajo y aumentar así su energía cinética. Éste aumento de energía cinética se obtiene a partir de su geometría (tipo convergente o divergente).

Las toberas convergentes permiten que un fluido a alta presión pueda acelerarse como se observa en la Figura 2, esto se debe a la disminución de presión y entalpía en el fluido y por su notable característica en la geometría de un área decreciente en la dirección del flujo, en un caso subsónico.

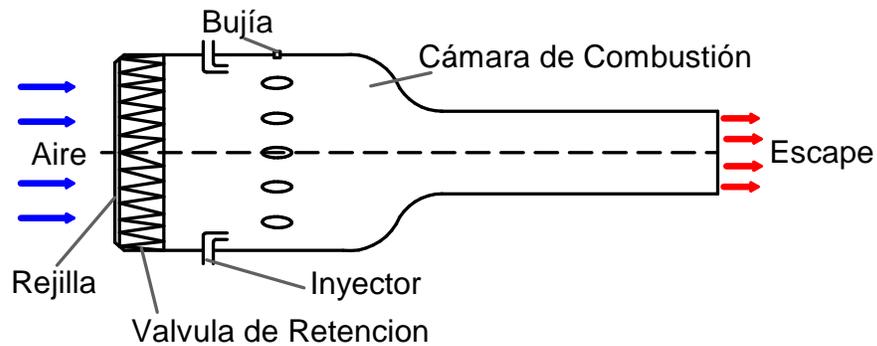


*Figura 2. Tobera convergente.*

### 3.1.2. Pulsorreactor

Un pulsorreactor es un motor a reacción que tiene pocas o ninguna parte móvil (como es el caso del pulsorreactor sin válvulas). Éste motor funciona mediante pulsos o ciclos, donde el aire es introducido en la cámara de combustión y, mezclado con combustible, llevando a cabo la combustión a partir de una chispa, y los gases resultantes son acelerados por la tobera de salida para producir un empuje.

Existen dos clases de pulsorreactores, el primero es el de válvulas, en el que el proceso de combustión es controlado por unas válvulas tipo mariposa u otras que crean vacío y absorben el aire de la entrada. El aire pasa a través de estas válvulas y cuando se inicia la combustión se cierran obligando a los gases resultantes de la combustión salir por la tobera de salida.



*Figura 3. Pulsorreactor con válvulas.*

El segundo tipo de pulsorreactor se diferencia del anterior por la carencia de válvulas; lo que implica ventajas tales como facilidad de construcción y mantenimiento. Este tipo de pulsorreactor se compone de tres partes: una tobera de admisión, una cámara de combustión y una tobera de salida. Su composición se basa en la no expulsión de todos los gases (producidos en la combustión) por la tobera de salida, lo que permite que una parte de estos gases vuelvan a la cámara de combustión y se mezclen con aire y combustible nuevo; de tal forma que se repita este ciclo con mucha más regularidad comparado con un pulsorreactor con válvulas. El ciclo del motor se desarrolla de esta manera porque facilita la continuidad entre ciclos y la ignición, ya que en pulsorreactor con válvulas se hace más dispendioso por tener las válvulas de admisión.

Adicionalmente, éste tipo de pulsorreactor sin válvulas, generalmente tiene tanto la tobera de entrada como la de salida apuntando en la misma dirección; es decir, en forma de U, lo que permite generar empuje en la misma dirección (Reynolds 2010).



*Figura 4. Pulsorreactor sin válvulas.*

Ciclo del Pulsorreactor (Ciclo Lenoir): el ciclo Lenoir es un ciclo termodinámico de los más sencillos que existe, y se utiliza para conocer el ciclo de funcionamiento de un motor de propulsión a chorro o motores de combustión interna. Su principal característica es la ausencia de una etapa de compresión del aire, lo cual conduce a una eficiencia térmica menor que en los otros ciclos como el Diésel y Otto.

En la Figura 5 (Álvarez y Callejón, 2002), se pueden observar las fases que caracterizan este ciclo:

- ✓ 1-2 Aporte de calor y compresión a volumen constante (isócora);
- ✓ 2-3 Expansión Adiabática.
- ✓ 3-1 Liberación de calor a presión constante (isobárica).

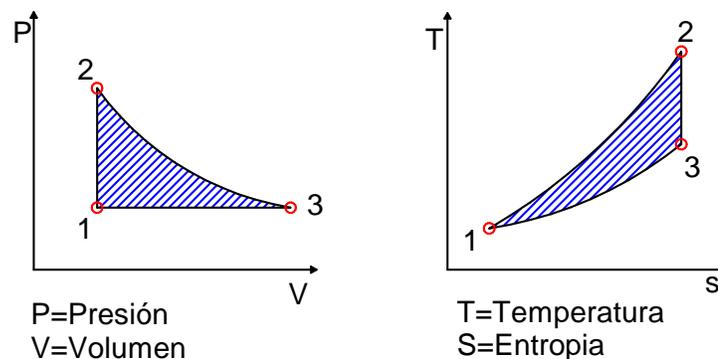


Figura 5. Ciclo Lenoir ideal.

La primera etapa de este ciclo (de 1 a 2), consiste en una adición de calor a volumen constante, lo cual no produce trabajo, por lo tanto el volumen no tiene una frontera móvil que genere trabajo. La segunda etapa (de 2 a 3) consiste en una expansión adiabática reversible (isentrópica) del fluido que permite volver a su presión original. La tercera y última etapa (3 a 1) consiste en disipación de calor a presión constante, rechazando parte de la energía generada en forma de calor. En este ciclo se gana trabajo durante la fase de expansión, pero se generan pérdidas en la fase de salida del calor.

Funcionamiento de un Pulsorreactor sin válvulas: la Figura 6, tomada de Andreas Sunnhordvik (2007), muestra el funcionamiento del pulsorreactor propuesto por Hiller Lockwood, en donde él adiciona unas toberas que ayudan al aumento del empuje.

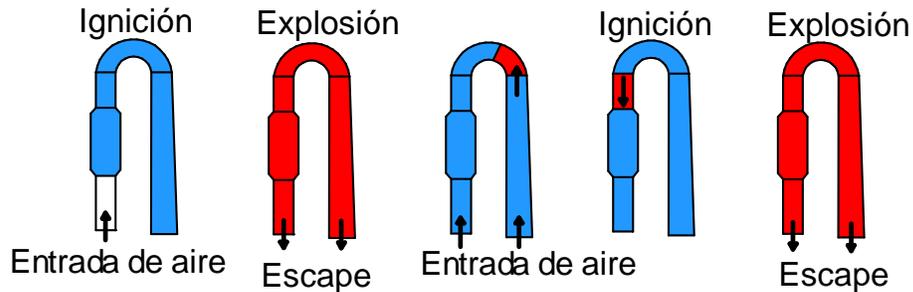


Figura 6. Funcionamiento del Pulsorreactor sin Válvulas.

Este ciclo de operación consta de cuatro etapas como se explican a continuación:

*Primera etapa:* una mezcla de aire y combustible en la cámara de combustión es encendida por una bujía. El uso de la bujía para encender la mezcla es necesario solo la primera vez, ya que una vez inicia la combustión, la ignición se lleva a cabo por medio de los gases calientes de salida que regresan a la cámara de combustión.

*Segunda etapa:* la mezcla inicia su proceso de combustión y la expansión de los gases calientes hace que estos se aceleren y salgan por ambos tubos, produciendo empuje en las dos direcciones. Puesto que las toberas de entrada y salida apuntan a la misma dirección, el empuje también es generado en la misma dirección.

*Tercera etapa:* la inercia de los gases calientes de salida producen que el gas remanente en el tubo se expanda más allá que su volumen normal, creando una baja de presión dentro del motor. Como consecuencia de esta baja de presión, los gases de escape detienen su salida y empiezan a regresarse a la cámara de combustión.

*Cuarta etapa:* en esta etapa una nueva adición de aire y combustible es admitido a la cámara de combustión como consecuencia de la baja presión generada. La

mayoría de aire fresco entra por el tubo más corto, es decir la zona que comunica con la tobera de entrada, debido a que tiene una distancia más corta para llegar a la cámara de combustión, y el aire que entra por la tobera de salida ayuda a que parte de los gases de escape ingresen nuevamente a la cámara de combustión. Así, la mezcla de aire y combustible que ha ingresado a la cámara inicia su ignición gracias a los gases calientes que han retornado a la cámara de combustión manteniendo el ciclo de funcionamiento (Prada, Sierra y Ortiz, 2002).

De acuerdo con la literatura, no ha sido posible obtener información acerca de los métodos científicos que se han utilizado para definir geometrías de un pulsorreactor sin válvulas, ya que los métodos empleados son netamente empíricos; se encontró que la información es experimental y poco metódica para tomarla de referencia en cuanto a cálculos de diseño; por esto, se empieza a desarrollar una metodología propia y por consiguiente un desarrollo de ingeniería donde finalmente se obtiene el empuje planteado.

### **3.2. MARCO METODOLÓGICO.**

El marco metodológico es el compendio de los métodos, técnicas y herramientas necesarias para llevar a cabo el proyecto. Adicionalmente se muestra el plan de trabajo a desarrollar con la finalidad de cumplir con los objetivos planteados.

Se tienen en cuenta estudios, informes, tesis, construcciones e investigaciones de geometrías, cálculos y simulaciones desarrollados anteriormente para utilizarlos como medio bibliográfico y práctico durante el desarrollo del proyecto.

La metodología a utilizar en este proyecto se desarrollará principalmente en el ámbito cuantitativo analítico, la cual se basa en realizar y desarrollar alguna acción y observar qué efectos tiene (Hernández, Fernández y Baptista 2012). De acuerdo a las revisiones no se encontraron datos bibliográficos sobre definición de geometría de pulsorreactores, por lo tanto se desarrolla un lineamiento a partir de dicha bibliografía donde se establece una geometría preliminar básica, determinada de

acuerdo a los resultados de cálculos térmicos , de gases y de toberas hasta la cámara de combustión que se realizan en el proyecto. Posteriormente, se desarrolla una fase analítica para obtener dimensiones de pulsorretores sin válvulas existentes, y por medio de éstas finalmente tomar dimensiones de curvatura de radio y longitudes que cumplan con las características de funcionamiento delimitadas en el proyecto (ver anexo 1). Éste análisis, se realizará partiendo de la información encontrada en diferentes motores que se han construido y partiendo de ello se darán pautas necesarias para iniciar un desarrollo objetivo de este proyecto.

Teniendo en cuenta como primera medida la definición de parámetros iniciales tales como: condiciones del aire (temperatura ambiente, presión atmosférica, densidad del aire, humedad relativa para la altura de Bogotá) que debe ingresar al motor se inicia el análisis correspondiente a los cálculos preliminares.

Para los cálculos térmicos, se realizará una programación en Excel en la cual se determinarán los parámetros de funcionamiento del pulsorreactor, tales como temperaturas, presiones, flujos másicos y velocidades. Estos parámetros son fundamentales para el desarrollo y la definición de una gran parte de la geometría del pulsorreactor.

Luego de plantear la definición preliminar de la geometría del pulsorreactor, se dará por iniciada la fase del análisis computacional de fluidos dinámicos en el software Ansys Fluent la cual permitirá observar en 2D y 3D el comportamiento de diversos parámetros en el motor tales como: velocidades, presiones, temperaturas y número de mach, en donde se pueden observar diferentes comportamientos del fluido introducido en el pulsorreactor.

Finalmente, mediante los resultados obtenidos se podrá desarrollar un análisis comparativo entre los valores de los cálculos termodinámicos y los obtenidos mediante el programa de Ansys Fluent; y así determinar si los objetivos planteados para el proyecto se cumplen en su totalidad o si existe algún comportamiento, parámetro o factor que afecte el buen funcionamiento del motor.

#### 4. DESARROLLO DE INGENIERÍA

Para llevar a cabo el estudio bibliográfico se tuvo en cuenta el carácter operativo, funcional y comparativo de diferentes pulsorreactores con el fin de obtener información de los rangos de operación y las principales características de los mismos. Debido a que el fundamento principal de cualquier motor a reacción es el de producir la mayor cantidad de empuje, con un consumo de combustible bajo, se desarrolló un estudio comparativo entre diferentes motores para identificar el rango de las características operacionales que afectan el funcionamiento ideal de un pulsorreactor y que determinan los rangos de operación.

Como se mencionó en la sección 3.1.1 un motor a reacción es una máquina térmica que convierte la energía química del combustible en energía cinética a partir de los gases de escape que salen a gran velocidad del motor. Para generar empuje es necesario elevar la presión en el interior de la cámara de combustión; esto consiste en mantener la combustión a volumen constante produciendo una presión final mayor que la presión que se tiene en el comienzo de la combustión (Fernandez 2009).

Esta combustión y empuje explicados anteriormente, son tomados en cuenta para el desarrollo de ingeniería, los cuales contienen el procedimiento de cálculos térmicos y de dinámica de gases con el fin de determinar el comportamiento del pulsorreactor; definiendo de forma simultánea parámetros como lo son áreas, longitudes, presiones, temperaturas, densidades, velocidades, entalpías, flujo másico de aire y flujo másico de combustible. Una vez se han realizados estos estudios y se ha definido de forma global la geometría del pulsorreactor se procede a realizar la simulación de este en el software Fluent en 2D y 3D donde se realiza el procesamiento y post procesamiento; finalmente con los datos obtenidos desde Ansys se desarrolla el análisis de cada una de las etapas de funcionamiento del pulsorreactor sin válvulas.

## **4.1. CÁLCULOS TÉRMICOS Y DE DINÁMICA DE GASES**

La parte correspondiente a éste capítulo de cálculos térmicos y selección de la geometría se desarrollaron conforme a la revisión bibliográfica y el estado del arte de pulsorretores. Una vez, terminado y analizado el estado bibliográfico y las referencias que se podían utilizar para definir la geometría del motor, se procede al cálculo de los parámetros termodinámicos, con el fin de interpretar el comportamiento del ciclo del pulsorreactor. La utilidad de estos cálculos radica en poder analizar el comportamiento de un pulsorreactor sin válvulas.

Los cálculos termodinámicos, facilitan el análisis en los campos que se desprenden del funcionamiento de los motores a reacción como los son: fluidos, fenómenos físicos y termodinámica. De acuerdo al análisis, se lleva a cabo un estudio cuantitativo, en donde se desarrollan cálculos matemáticos apoyados de fórmulas y de esta forma se obtiene un análisis de la parte térmica, ya que los datos utilizados son completamente conocidos y determinados.

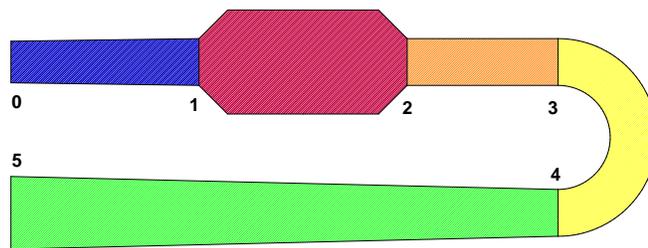
Así mismo se desarrollan cálculos para la cámara de combustión que determinan el las dimensiones de la misma además de las relaciones necesarias de velocidad, presión y temperatura, igualmente se realizan cálculos de combustible que contienen relaciones estequiométricas, fracciones molares y cantidades en masa de aire y de combustible necesarios para el proceso de combustión y finalmente analizar mediante las ecuaciones que el motor pueda cumplir con el empuje requerido.

### **4.1.1. Análisis Termodinámico**

Las ecuaciones que se utilizan en esta sección para el análisis termodinámico del pulsorreactor permiten establecer parámetros de funcionamiento y dimensión del motor. Adicional a esto, se desarrolla una línea práctica que permitirá

posteriormente desarrollar con mayor facilidad el cálculo de geometría y análisis termodinámico para un pulsorreactor sin válvulas.

A continuación se presenta un imagen del pulsorreactor en donde se muestran las secciones en las que se encuentra dividido, para su posterior análisis y desarrollo de cálculos (ver Figura 7).



*Figura 7. Secciones Pulsorreactor.*

Como primera medida se tuvieron que establecer dos condiciones iniciales, las cuales aportaran de manera conjunta al desarrollo de los cálculos a través de cada una de las etapas del pulsorreactor.

Primera condición: los parámetros iniciales utilizados para el desarrollo de los cálculos matemáticos, son los correspondientes a las condiciones atmosféricas de la ciudad de Bogotá, como se muestra en la Tabla 1.

Segunda condición: para el desarrollo de los cálculos se tendrá en cuenta el valor de la velocidad del soplador de hojas, el cual pertenece a la Universidad de San Buenaventura y proveerá al pulsorreactor una fuente de aire suficiente para encenderlo. El rango de velocidad que opera el soplador del soplador se encuentra entre 33,33 m/s y 50 m/s, seleccionando el valor menor debido a la posibilidad que a condiciones atmosféricas de Bogotá, el soplador no opere con la misma eficiencia con la que lo haría idealmente; teniendo en cuenta que los parámetros de operación del soplador son dados para condiciones atmosféricas al nivel del mar.

Al seleccionar este valor mínimo de velocidad se asegura que este modelo de pulsorreactor opere de manera correcta, bajo las especificaciones más bajas de operación del soplador de hojas.

<b>Presión</b>	$p_t$	73750,8	<b>Pa</b>
<b>Temperatura</b>	$T_t$	271,25	<b>K</b>
<b>Cte. de los gases</b>	$R_{air}$	287	<b>J/kg · K</b>
<b>Cte. adiabática del aire</b>	$K_{air}$	1,4	
<b>Densidad</b>	$\rho_{t0}$	0,95	<b>kg/m<sup>3</sup></b>

*Tabla 1. Datos iniciales cálculos termodinámicos y de gases.*

Las condiciones mencionadas anteriormente en la Tabla 1 corresponden a los valores que se conservarán desde la tobera de entrada hasta la entrada de la cámara de combustión, es decir, la temperatura ( $T_t$ ) y presión ( $p_t$ ) total, con el fin de simplificar cálculos; además la variación de estos parámetros en esta sección es despreciable.

A continuación se inicia la definición de la geometría a partir de cálculos termodinámicos, los cuales permiten observar el comportamiento del flujo a lo largo de las secciones del motor. Como se conoce, la geometría del pulsorreactor se compone de tres partes: una tobera de admisión, una cámara de combustión y una tobera de salida en forma de U, la geometría propuesta en esta tesis se determinó a partir de la información obtenida de una búsqueda bibliográfica en donde se tuvo en cuenta las dimensiones de distintos pulsorreactores, además de parámetros de operación que se encuentren dentro del rango requerido para el desarrollo del proyecto.

A lo largo del desarrollo de los cálculos matemáticos se utilizaron las tablas para flujo isentrópico del libro de (Shapiro ,1953). Estas tablas muestran la relación que hay entre los parámetros de un flujo isentrópico a lo largo de una tobera. Dichas relaciones entre parámetros sirvieron para encontrar valores relevantes para la geometría.

Como primer paso se utilizaron parámetros de velocidad, área de entrada y flujo másico del soplador de hojas Black and Decker de la Universidad de San Buenaventura como se observa en la Tabla 2, para así poder obtener los datos principales en la entrada del pulsorreactor; todo esto basado en que la geometría a la entrada del motor corresponde a una tobera de Divergente<sup>3</sup>.

Velocidad [m/s]	Área [m <sup>2</sup> ]	Flujo Másico [kg/m <sup>3</sup> ]
33,33	5,032 x10 <sup>-3</sup>	0,15

*Tabla 2. Ficha técnica del soplador de hojas.*

Se procede entonces a hallar los valores estáticos de la sección de entrada del pulsorreactor:

Temperatura estática

$$t_1 = \frac{T_t \cdot v_1^2}{2 \cdot C_{pair}} \quad (1)$$

$$t_1 = 271,8 \text{ K}$$

Velocidad del sonido

$$a_1 = \sqrt{K \cdot R \cdot t_1} \quad (2)$$

$$a_1 = 330,47 \text{ m/s}$$

Número de Mach: el número de Mach está definido como la velocidad del fluido sobre la velocidad del sonido<sup>4</sup>, partiendo de lo anterior se define el número de Mach en la región 1.

$$M_1 = \frac{c_1}{a_1} \quad (3)$$

$$M_1 = 0,1$$

<sup>3</sup> En todas las toberas de Laval existe un área menor que se encarga de dividir la zona convergente de la divergente; esta área se denomina Área de la garganta ( $A^*$ ) cuya característica principal es que el número de mach siempre es igual a 1.

<sup>4</sup> Todas las ecuaciones utilizadas para los cálculos termodinámicos se toman de (Shapiro ,1953).

Para poder continuar con el diseño de la tobera de entrada del pulsorreactor se debe utilizar una relación que se encuentra detallada en la patente original del pulsorreactor sin válvulas (Lockwood 1969). Dicha relación dice que la longitud de la tobera de entrada del motor es igual a 4,25 veces el diámetro de la entrada, por lo cual se obtiene el valor de longitud

$$L_{1-2} = 4,25 \cdot 0,08 \quad (4)$$

$$L_{1-2} = 36,13 \times 10^{-2} \text{ m}$$

Obteniendo las anteriores longitudes se selecciona un diámetro de entrada a la cámara de combustión de 0.09 cm ya que al desarrollar un análisis geométrico a partir del teorema de Pitágoras, se observa que el ángulo máximo de divergencia desde la tobera de entrada a la entrada de la cámara de combustión es aproximadamente 1°. En la figura 8 se observan las dimensiones de la tobera de entrada para el pulsorreactor.



*Figura 8. Geometría de la cámara de combustión (unidades en mm).*

Posteriormente se inicia la selección de cámara de combustión, en donde la patente nombrada anteriormente indica que la relación entre el diámetro de la cámara de combustión y el diámetro promedio de la tobera de entrada es igual a 2.46.

$$\varnothing_{CC} = 2.46 * 0.85 \text{ m} \quad (5)$$

$$\varnothing_{CC} = 0.20 \text{ m}$$

De igual manera existe una relación entre la longitud y el diámetro de la cámara de combustión; dicha relación dice que la relación entre la longitud y el diámetro de la cámara de combustión es igual a 1.45

$$L_{CC} = 0.20 \text{ m} * 0.45 \quad (6)$$

$$L_{CC} = 0.29 \text{ m}$$

Teniendo en cuenta que el ángulo que se forma en el cambio de secciones a la entrada y salida de la cámara de combustión debe ser de  $45^\circ$ , se define que la cámara de combustión tiene una longitud total de 40 cm

A continuación se observan las dimensiones seleccionadas para la cámara de combustión, cumpliendo con cada una de las relaciones propuestas por la patente (ver Figura 9).

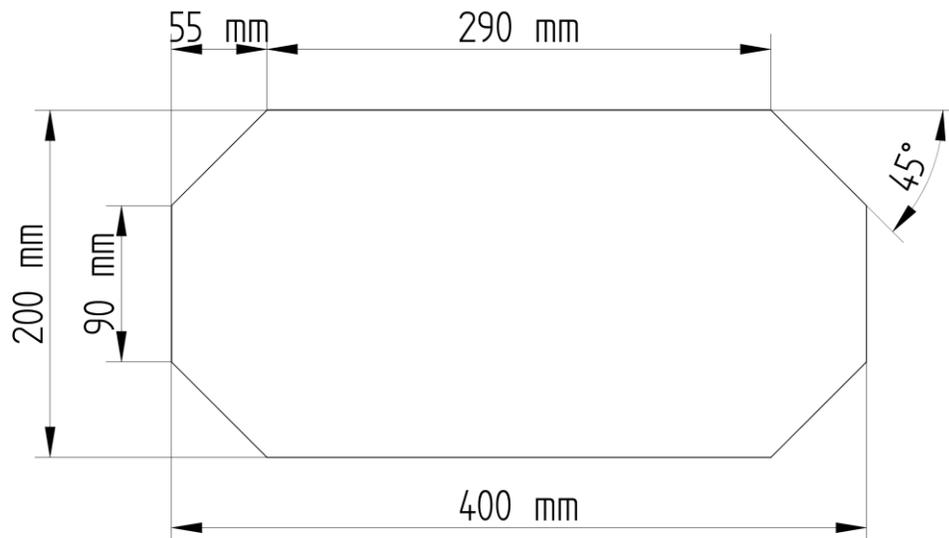


Figura 9. Geometría de la cámara de combustión (unidades en mm).

La cámara de combustión tendrá dos inyectores ubicados en la parte superior e inferior, éstos tienen un diámetro de 3 mm y están ubicados a 7,5 cm de la entrada de la cámara de combustión, cada uno de estos suministrara el flujo necesario de combustible para realizar la combustión. Así mismo, al ser dos inyectores y no solo uno se logra suministrar un flujo más homogéneo dentro de la cámara de combustión, ya que por efectos gravitacionales si solo se tuviese un inyector la mezcla aire combustible tendría a irse hacia la parte más baja de la cámara.

Parámetros de entrada a la cámara de combustión

Conociendo las dos áreas respectivas de la entrada del motor y la entrada de la cámara de combustión se puede hallar la relación entre áreas y así poder obtener valores con la ayuda de las tablas para flujo isentrópico (Shapiro ,1953), se obtienen las relaciones de los parámetros para un flujo con una relación de áreas de 1,125 cuya constante adiabática del aire ( $K_{air}$ ) es igual a 1.4; dichas relaciones se pueden observar en la Tabla 3.

$M$	$p/p_t$	$T/T_t$	$\rho/\rho_t$	$A/A^*$
0.66	0,75	0,92	0,81	1,125

Tabla 3. Valores de flujo isentrópico de relación de área igual a 1,125.

A continuación se observan los parámetros del flujo en dirección a la cámara de combustión, a partir de estos se puede realizar los cálculos de la combustión del pulsorreactor.

Temperatura estática en 2:

$$t_2 = \left[ \frac{t_1}{T_t} \right] \cdot T_t \quad (7)$$

$$t_2 = 265,39 K$$

Presión:

$$p_2 = \left[ \frac{p_1}{p_t} \right] \cdot p_t \quad (8)$$

$$p_2 = 55054,37 \text{ Pa}$$

Densidad:

$$\rho_2 = \left[ \frac{\rho_1}{\rho_t} \right] \cdot \rho_t \quad (9)$$

$$\rho_2 = 0,72 \text{ kg/m}^3$$

Velocidad local del sonido:

$$a_2 = \sqrt{K \cdot R \cdot t_2} \quad (10)$$

$$a_2 = 326,54 \text{ m/s}$$

Velocidad de flujo en la etapa:

$$c_2 = a_2 \cdot M_2 \quad (11)$$

$$c_2 = 215,52 \text{ m/s}$$

A través del tiempo se ha investigado el efecto de la temperatura inicial en la mezcla sobre la velocidad máxima de combustión con aire y propano, que se encuentra por encima de los 617 Kelvin (K). Estos estudios muestran el incremento de la velocidad de la llama con un incremento en la temperatura (Lefebvre 1999). Ya que de acuerdo a pruebas experimentales para obtener un empuje similar al planteado en este proyecto, la temperatura se encuentra en rangos entre (1800 K y 2300 K) de esta forma se tiene el comportamiento requerido del motor.

Para el desarrollo de los cálculos de la cámara de combustión, es necesario asumir un valor pico de la temperatura que puede llegar a tener la llama en la combustión del pulsorreactor. Basados en datos bibliográficos se selecciona un valor de temperatura para la cámara de combustión de 1900 K.

Ahora bien, para poder obtener los valores termodinámicos de la cámara de combustión, se debe definir el tipo de inyector que se va a usar en el motor, y sus principales características. Para éste tipo de motor se escogió un inyector de propano de diámetro de 1/8 de pulgada (0.003 m) con las siguientes características.

<b>Diámetro [m]</b>	<b>Densidad propano [kg/m<sup>3</sup>]</b>	<b>Presión dinámica del inyector [Pa]</b>	<b>Área [m<sup>2</sup>]</b>
0,003	1,83	0,92	0,81

*Tabla 4. Características del inyector de gas propano.*

Conociendo las características del inyector es posible encontrar la velocidad de inyección del mismo utilizando la densidad de propano y presión dinámica del inyector, como se muestra a continuación.

Velocidad del inyector:

$$v_{iny} = \sqrt{\frac{2 \cdot p_{iny}}{\rho_{propano}}} \quad (12)$$

$$v_{iny} = 970,52 \text{ m/s}$$

Flujo másico de combustible por inyector:

$$\dot{m}_{iny} = v_{iny} \cdot \rho_{propano} \cdot A_{iny} \quad (13)$$

$$\dot{m}_{iny} = 0,0125 \text{ kg/s}$$

Teniendo en cuenta que se utilizaran dos inyectores, se debe multiplicar el valor del flujo másico por dos, obteniendo el valor de flujo másico total de combustible.

Flujo másico de combustible:

$$\dot{m}_{combustible} \doteq 0,0251 \text{ kg/s}$$

Al trabajar con un proceso de combustión a volumen constante, es necesario utilizar cálculos térmicos para procesos de este tipo como se muestra a continuación, en donde los valores de presión, densidad y velocidad dependerán directamente de la temperatura asumida anteriormente para la cámara de combustión.

A continuación se observan los parámetros a la salida de la cámara de combustión.

Presión total:

$$p_3 = \left[ \frac{p_t}{T_T} \right] \cdot T_{CC} \quad (14)$$

$$p_3 = 485701,91 \text{ Pa}$$

Entalpía: La  $h$  (entalpía) por unidad de masa de aire se presenta en la siguiente ecuación.

$$h = C_{p_{gas}} \cdot \frac{1}{K^*} \cdot T_3 \cdot \left( 1 - \frac{p_t}{p_3} \right) \quad (15)$$

$$h = 1414,55$$

Densidad:

$$\rho_3 = \frac{p_3}{(R_{air} \cdot T_3)} \quad (16)$$

$$\rho_3 = 0,89 \text{ kg/m}^3$$

Velocidad del sonido:

$$a_3 = \sqrt{\frac{K^* \cdot p_3}{\rho_3}} \quad (17)$$

$$a_3 = 851,62 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Luego de obtener los valores a la salida de la cámara de combustión, se procede a obtener la velocidad de descarga de los gases, la cual permitirá tener un estimado del régimen de empuje que puede tener el pulsorreactor, teniendo en cuenta las pérdidas de presión que pueden ocurrir en la sección en U aguas arriba de la cámara de combustión.

Velocidad de flujo en la etapa:

$$c_3 = \sqrt{\left(1,96 \cdot \frac{K^*}{K^* - 1}\right) \cdot \left(\frac{p_3}{\rho_3}\right) \cdot \left(1 - \frac{p_t}{p_3}\right)^{\frac{K^*-1}{K^*}} \quad (18)$$

$$c_3 = 1268,5 \frac{m}{s}$$

*Número de Mach:*

$$M_3 = \frac{c_3}{a_3} \quad (16)$$

$$M_3 = 1,489$$

Por último se obtiene el valor de flujo másico de la salida de la cámara de combustión que no es otra cosa más que la sumatoria del flujo másico del aire más el flujo másico de combustible.

$$\dot{m}_3 = m_{aire} + m_{combustible} \quad (19)$$

$$\dot{m}_3 = 0,174 \text{ kg/s}$$

Continuando con la salida de la cámara de combustión se tiene una sección constante con un diámetro de 0,09 m y una longitud similar a la cámara con el fin de estabilizar los gases de escape y prepararlos para la sección en u del motor.

En cuanto a la sección en u se mantiene un diámetro de tubo de 0,09 cm con una forma de medio círculo con radio medio de 0,145 m (Ver figura 10).

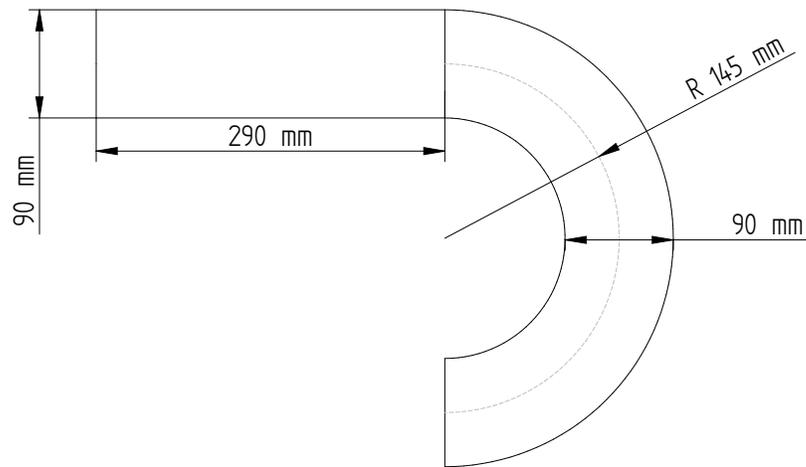


Figura 10. Sección de salida de gases.

Para calcular la variación de los parámetros del flujo luego de esta sección es necesario utilizar cálculos de pérdidas en tuberías, en donde se tiene en cuenta el tipo de material, alturas y constante de pérdida por componentes de una tubería.

Con una longitud del tubo de 0,455 m (perímetro); y una diferencia de alturas ( $z_2$ ) de 0,29 m se procede a calcular las pérdidas en la sección.

Factor de Fricción:

$$f_{fr} = \frac{0,316}{Re^{0,25}} \quad (20)$$

$$f_{fr} = 0,016$$

Pérdidas primarias:

$$h_p = f_{fr} \cdot \frac{l}{d} \cdot \frac{c_3^2}{2 \cdot g} \quad (21)$$

$$h_p = 6680,7$$

Pérdidas secundarias:

$$h_s = C_K \cdot \frac{c_3^2}{2 \cdot g} \quad (22)$$

$$h_s = 164024,4$$

Como se observa a continuación la velocidad se mantiene constante debido a que no existe ninguna variación en el diámetro de la sección.

Velocidad a la salida del tubo:

$$c_4 = c_3 \cdot \frac{d_3}{d_4} \quad (23)$$

$$c_4 = 1268,5 \frac{m}{s}$$

Por último se obtiene la pérdida de presión en el flujo luego de atravesar esta zona.

Presión a la salida:

$$p_4 = \rho_3 \cdot \left( \frac{p_3}{\rho_3} + \frac{c_3^2}{2} + (g \cdot a_4) - \frac{g \cdot a_4}{2} - (g \cdot z_2) - h_p - h_s \right) \quad (24)$$

$$p_4 = 339824 \text{ Pa}$$

Con los parámetros del flujo obtenidos hasta esta sección, se procede a calcular y desarrollar la selección de geometría para la tobera de salida. El tipo de tobera (convergente o divergente) depende directamente del régimen de flujo que se maneja en esta etapa, por eso es necesario calcular el número de mach por medio de la velocidad local del sonido y la velocidad del flujo.

El cálculo de la velocidad del sonido se realiza de la misma forma que en la salida de la cámara de combustión, teniendo en cuenta la presión de la sección de salida.

Velocidad del Sonido:

$$a_4 = \sqrt{\frac{K^* \cdot p_4}{\rho_3}} \quad (25)$$

$$a_4 = 705,843 \frac{m}{s}$$

Numero de Mach:

$$M_4 = \frac{c_4}{a_4} \quad (26)$$

$$M_4 = 1,79$$

Obtenido el número de mach se puede afirmar que el régimen del flujo es supersónico. Es decir que se debe tomar una tobera divergente para poder acelerar el flujo a la velocidad requerida para obtener el empuje cuyo rango es de 20 a 50 libras de empuje.

Se seleccionó un valor de empuje de 45 libras, cercano al rango máximo requerido, con lo que se obtuvo la velocidad necesaria a la cual debe acelerar el flujo a la salida de la tobera.

Velocidad de flujo requerida:

$$c_{req} = \left( \frac{E_{req}}{\dot{m}} \right) \quad (27)$$

$$c_{req} = 1360 \frac{m}{s}$$

Utilizando los parámetros atmosféricos a la salida del pulsorreactor obtenemos la velocidad del sonido a la salida de la tobera, con el fin de encontrar el número de mach.

Velocidad del Sonido

$$M_5 = \frac{c_{req}}{a_1} \quad (28)$$

$$M_5 = 2,33$$

Utilizando las tablas de flujo isentrópico en toberas obtenemos un valor de relación de áreas para un número de mach igual a 2,33.

$$\frac{A}{A^*} = 2,4 \quad (29)$$

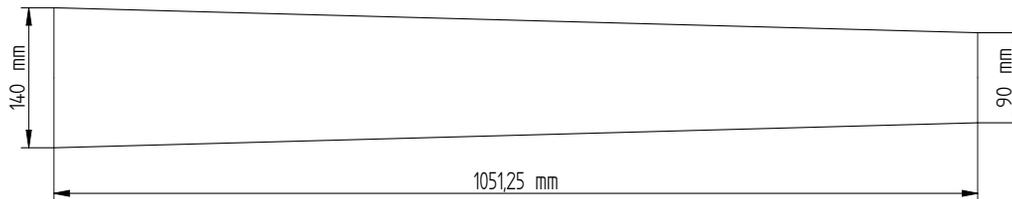
En donde  $A^*$  es el área de la salida de la sección en U, y  $A$  es el área de la tobera de salida.

### Área de tobera de salida

$$A = 0,015 \text{ m}^2$$

$$\phi = 0,14 \text{ m}$$

En la figura 11 se observan las dimensiones de la tobera de salida seleccionadas para el pulsorreactor.



*Figura 11. Tobera de salida.*

Frecuencia del pulsorreactor: en esta teoría, la frecuencia está directamente conectada con el flujo pulsante no estático. Por tal razón se obtiene un valor estimado del valor de la frecuencia, se toma el valor de la longitud del tubo que es igual a la distancia posterior de la cámara de combustión al extremo final del tubo de escape.

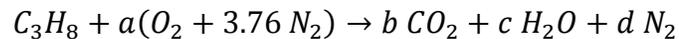
$$f = \frac{a_3}{4 * L} \quad (30)$$

$$L = 1.05125 \text{ m}$$

$$f = 202 \text{ Hz}$$

#### 4.1.2. Cálculo de masa de aire y combustible

Se realiza la combustión de un sistema cerrado debido a que el pulsorreactor funciona a volumen constante, inyectando como combustible propano, que es un gas incoloro e inodoro, esta composición química pertenece a los hidrocarburos alifáticos. Su fórmula es  $C_3H_8$  (Christen ,1975).



dónde:

C: Carbono  
H: Hidrógeno  
O: Oxígeno  
N: Nitrógeno

Especies	Productos	Reacciones
C	3	$b$
H	8	$2c$
O	$2a$	$2b + c$
N	$2(3,76)a$	$2d$

*Tabla 5. Distribución estequiometrica.*

$$b = 3$$

$$c = 4$$

$$a = \frac{2(3) + 4}{2} = 5$$

$$d = 3,76 (5) = 18,8$$

Cálculo de flujo de combustible:

Combustible	Moles	Masa molecular	Masa
C	3	12	36
H	8	1	8

*Tabla 6. Distribución flujo de combustible.*

El total de masa de acuerdo a la tabla anterior es de 44 Kg.

Cálculo de Masa de aire:

$$5[(2)(16)] + [(3,76)(2)(14)] = 1716 \text{ kg de aire}$$

Relación estequiometria:

$$\left(\frac{F}{A}\right)_{st} = \frac{44 \text{ kg Fuel}}{1716 \text{ kg air}} = 0,025 \quad (31)$$

Empuje total: empuje desarrollado en la salida de la tobera del motor, incluye el empuje generado por la cantidad de movimiento de los gases de escape y el empuje adicional resultante de la diferencia entre la presión estática en la tobera y la presión ambiente.

Como se observa a continuación, el valor del empuje se encuentra dentro de los parámetros iniciales del proyecto.

$$E_T = \dot{m}_3 * (V_e - c_0) \quad (32)$$

$$E_T = 198,2 \text{ N}$$

$$E_T = 45 \text{ lbf}$$

Empuje específico:  $V_e$  es la velocidad de salida de la tobera y  $g$  la aceleración de la gravedad, este empuje representa los kilogramos de empuje obtenidos por cada kilogramo de mezcla consumida en la unidad de tiempo.

$$E_e = \frac{V_e}{g} \quad (33)$$

$$E_e = 24,31 \text{ s}$$

Con lo anterior se da por cerrado el análisis termodinámico y de gases del pulsorreactor, obteniendo las dimensiones y las características termodinámicas para iniciar el análisis computacional en Ansys Fluent.

## **4.2. SELECCIÓN DE MATERIALES**

Para la selección de materiales del pulsorreactor se tuvieron en cuenta dos parámetros que para éste caso en específico pueden ser optimizados, por ejemplo optar por un material con buenas propiedades térmicas y que no sean tan pesado resultará en un alto costo. Para esta tarea los factores más importantes son la necesidad de mantener un rango de precios o un tope de máximo valor y que la confiabilidad del material sea alta sin afectar el precio del mismo, por ejemplo, una falla en el material durante una prueba puede ser peligrosa y conlleva varias consecuencias para el desarrollo completo del proyecto. El material escogido debe ser económico y de alta disponibilidad en el mercado para su fácil adquisición, debe ser lo suficientemente resistente al peso, la presión y las altas temperaturas a las que se puede ver sometido, manteniendo su tamaño y la forma del material. Así mismo es necesario tener en cuenta que debe ser resistente al calor debido a que va a ser utilizado para un motor y si falla puede causar un grave accidente.

Para esta selección se consideraron varios materiales tales como, aluminio, acero inoxidable y acero dulce; ya que son materiales comunes para la construcción de éste tipo de motores. Lo primero que se debe tener en cuenta es el calor producto de la combustión, por tanto se debe tener en cuenta la temperatura máxima que

podría llegar a tener la llama dentro de la cámara de combustión. En este caso el acero dulce no tendría las propiedades mecánicas para soportar la temperatura de llama, por este motivo se descarta como material para la construcción del motor.

Se tuvo en cuenta el aluminio, ya que ofrece propiedades intrínsecas como: conductividad térmica, maleabilidad y oxidación; el aluminio es considerablemente más ligero que los otros tipos de metales, las desventajas que presenta son su elevado costo y complejidad en la manufactura. El acero inoxidable es una de las mejores opciones a la hora de seleccionar el material, debido a que es resistente a la corrosión, soporta elevadas temperaturas, además cuenta con una resistencia mecánica tres veces mayor que cualquier otro tipo de acero sin alear.

Por lo anterior es seleccionado el acero AISI Tipo 302B (Material Property Data 2014) ya que es fácil su obtención en el mercado; este material cuenta con unas propiedades mecánicas que ayudan a soportar las temperaturas a las que estará sometido y no perjudican los demás factores como el precio y el peso. Esta aleación resiste temperaturas hasta de 2200 K, por lo cual es sugerida como material para la construcción del pulsorreactor.

#### **4.3. ANÁLISIS COMPUTACIONAL DE FLUJOS EN 2D Y 3D EN CFD.**

En esta sección se encuentran primero el análisis computacional del pulsorreactor en 2D, la especificación y estudio de mallas que se realizó para éste caso teniendo en cuenta parámetros y características correspondientes a mallas estructuradas. Posteriormente se observa el análisis del flujo por las figuras tomadas desde Ansys Fluent, de parámetros de velocidad, temperatura, número de mach, presión y fracción másica; y finalmente, se encuentra el análisis netamente cualitativo del flujo en 3D, correspondiente a una malla no estructurada.

#### **4.3.1. Análisis computacional del flujo en 2D**

Partiendo de la geometría ya establecida anteriormente, se da inicio a la elaboración de siete mallas con distinta cantidad de elementos para observar los resultados obtenidos de cada una de ellas y evaluar la sensibilidad de malla, determinando así la más óptima para poder realizar la simulación del pulsorreactor en 2D.

Primero, se estableció el modelo transiente K-épsilon para el estudio de malla, éste es un modelo de viscosidad que cuenta con características fundamentales para obtener un buen análisis de flujo dentro del pulsorreactor. Es un modelo turbulento ya que este flujo es más comúnmente desarrollado debido a que su naturaleza tiene tendencia al desorden y esto en términos de flujo significa tendencia a la turbulencia. Este tipo de flujo se caracteriza por trayectorias circulares erráticas, semejantes a remolinos y ocurre cuando las velocidades de flujo son generalmente muy altas o en fluidos en los que las fuerzas viscosas son muy pequeñas. El k-épsilon se emplea en flujo de fluido turbulento, que en éste caso es altamente recomendable. Éste modelo es uno de los modelos más comunes para en el análisis en CFD, es un buen método para determinar los flujos en las paredes o delimitaciones de una superficie en flujos de capa libres cortantes; es un modelo de dos ecuaciones, las cuales incluyen dos ecuaciones de transporte con las que se puede determinar las propiedades y comportamiento a través del tiempo de un flujo turbulento teniendo en cuenta la convección y difusión de energía (Chung 2010).

Ahora bien, se debe tener en cuenta para el análisis, que las mallas estructuradas se determinan porque tiene un patrón de conectividad regular que siguen la orientación del flujo de la corriente, es por esto que en este tipo de mallas se usan elementos cuadriláteros para mallas en 2D. El desarrollo de este tipo de mallado estructural impone unos fuertes patrones o condiciones sobre el contorno del dominio, por lo que en muchos casos este tipo de mallado no es posible desarrollarlo, debido a las diversas geometrías que se plantean.

Por otra parte, las mallas no estructuradas no presentan dicho patrón de conectividad regular o predeterminada, y es por esto que se determina de acuerdo al contorno del objeto a analizar. Esta libertad en la conectividad entre nodos permite que cualquier dominio u objeto pueda desarrollar una malla y ser analizada, es entonces que se concluye que las configuraciones de tipo no estructural son de aplicación general, sin embargo dichas configuraciones requieren un mayor costo computacional (Morcillo 2000).

Por lo anterior, la simulación que se desarrolló en 2D tiene siete mallas estructuradas, no obstante, los mallados estructurados presentan inconvenientes cuando se tiene una geometría compleja o con demasiadas curvaturas.

A continuación en la Tabla 7 se presentan los 7 casos de la malla 2D estructurada y el número de nodos para cada una de las mallas.

Malla	Número de nodos
1	4000
2	12900
3	33500
4	54000
5	72000
6	92000
7	135000

*Tabla 7. Características de las mallas.*

Para todas las mallas se empleó el mismo caso en Ansys Fluent, con el fin de obtener datos comparativos, que indicarán la mejor opción de malla y que a su vez no represente una gran cantidad de carga computacional debido a la cantidad de nodos. Se empleó el mismo modelo de turbulencia con condiciones de frontera definidas por las ecuaciones de cálculos termodinámicos.

A continuación, en las Figuras 12 y 13 se muestran las mallas que se desarrollaron para éste análisis, cada una de estas mallas es estructurada y cuentan con las mismas características geométricas de pulsorreactor, difieren en su número de nodos para poder llevar a cabo el estudio de malla.

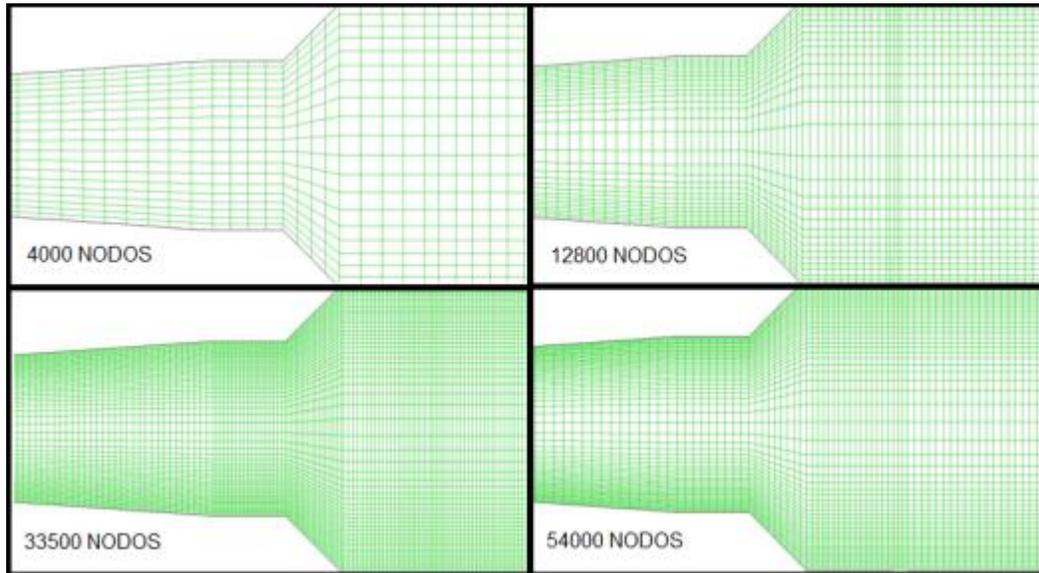


Figura 12. Visualización de la cantidad de nodos de las mallas 1, 2, 3 y 4.

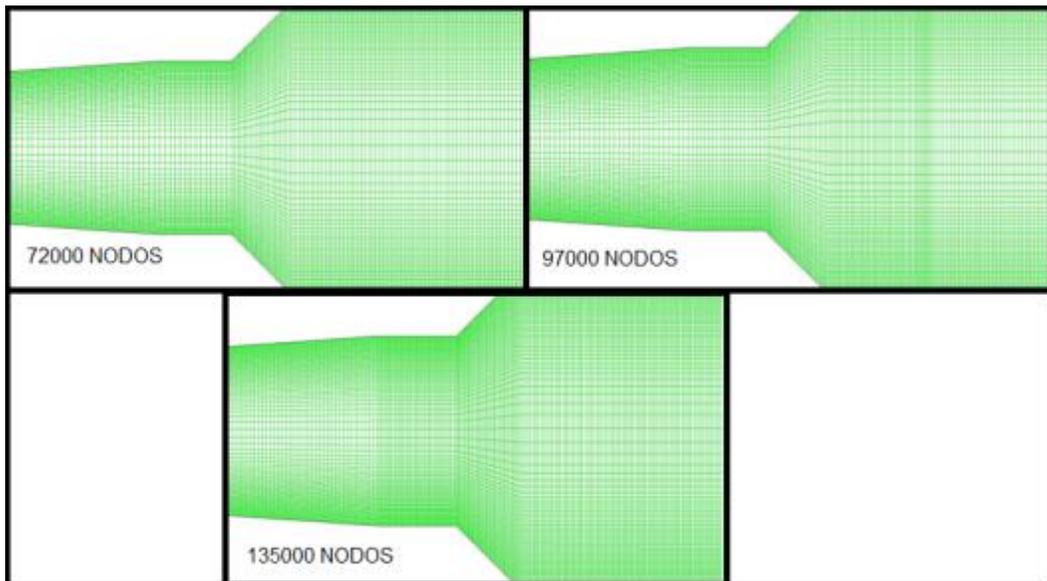
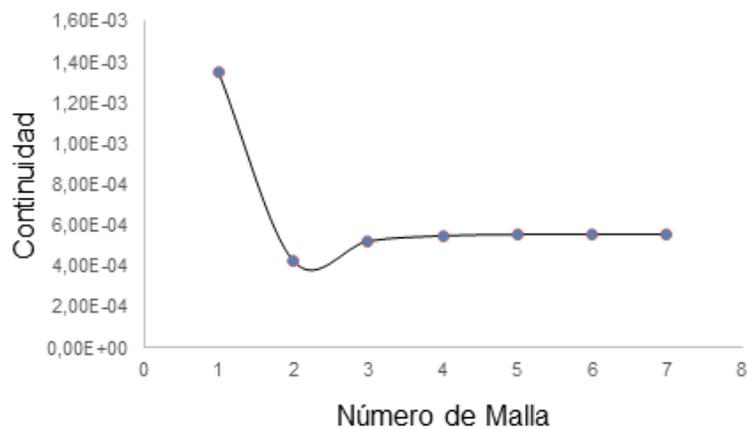


Figura 13. Visualización de la cantidad de nodos de las mallas 5, 6 y 7.

En las Figuras 14, 15 y 16 se muestra el comportamiento de parámetros como la continuidad, la energía y el flujo másico para el caso propuesto; éstas figuras son desarrolladas de acuerdo a parámetros dados por la simulación en Ansys, comparando dichos datos entre cada malla.

Se tiene en cuenta la tendencia que estas figuras toman para seleccionar la malla con mejores características para el análisis de flujo, partiendo de la estabilidad que arrojan cada una de ellas, es decir, a medida que la curva se vuelve constante en los 3 parámetros que se analizan se puede analizar de forma visual la malla que este en un punto constante o estable.



*Figura 14. Parámetro de continuidad- Sensibilidad de malla.*

Por ejemplo, para la Figura 15 se observa que las mallas 1, 2, 3, 4, 5 no delimitan una línea constante, en vez de esto forman una curva que tiene diferentes valores para cada una de ellas, mientras que a diferencia de las mallas 6 y 7 la curva se denota constante y lineal.

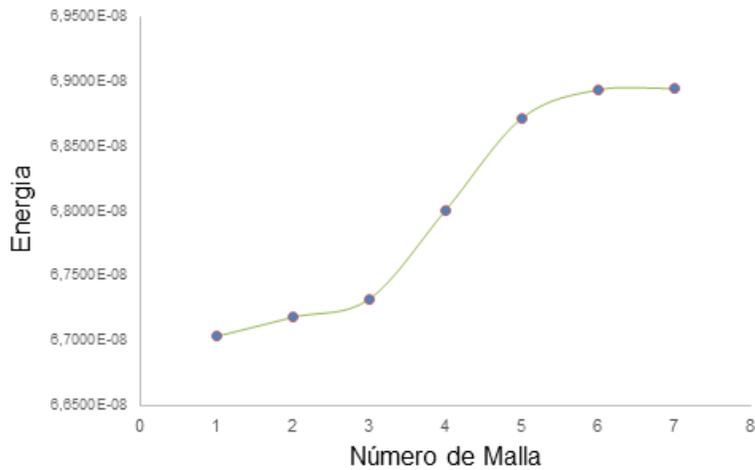


Figura 15. Parámetro de energía- Sensibilidad de malla.

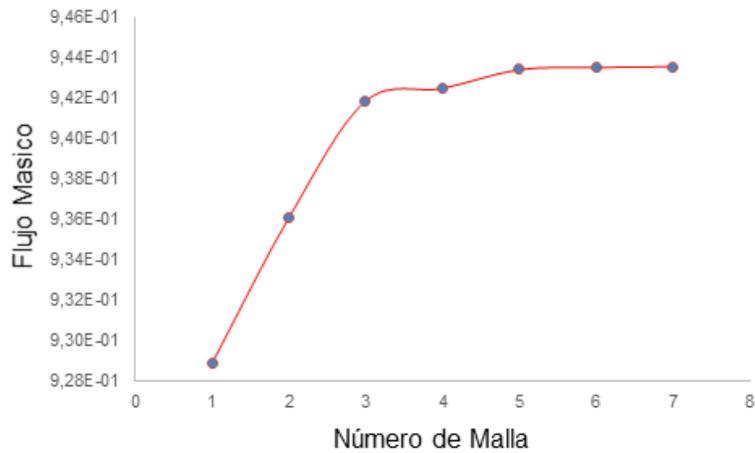


Figura 16. Parámetro de flujo másico del aire- Sensibilidad de malla.

Al observar las Figuras 14, 15 y 16, se puede observar que con las mallas 1, 2, 3, 4 y 5 los valores tanto de energía y flujo másico no son estables e incrementan con respecto al número de nodos; por ello estas primeras 5 mallas son descartadas para la simulación. En cuanto a la estabilidad de los parámetros de energía y flujo másico se puede observar en las Figuras 15 y 16, que con la malla 7 de 135000 nodos se obtienen resultados válidos pero con un elevado costo computacional, por lo tanto la malla que se elige para el estudio es la malla 6 de 92000 nodos, la cual ofrece resultados estables a un costo computacional razonable.

Con el fin de corroborar el tipo de flujo que se va a manejar en la simulación se obtiene el número de Reynolds.

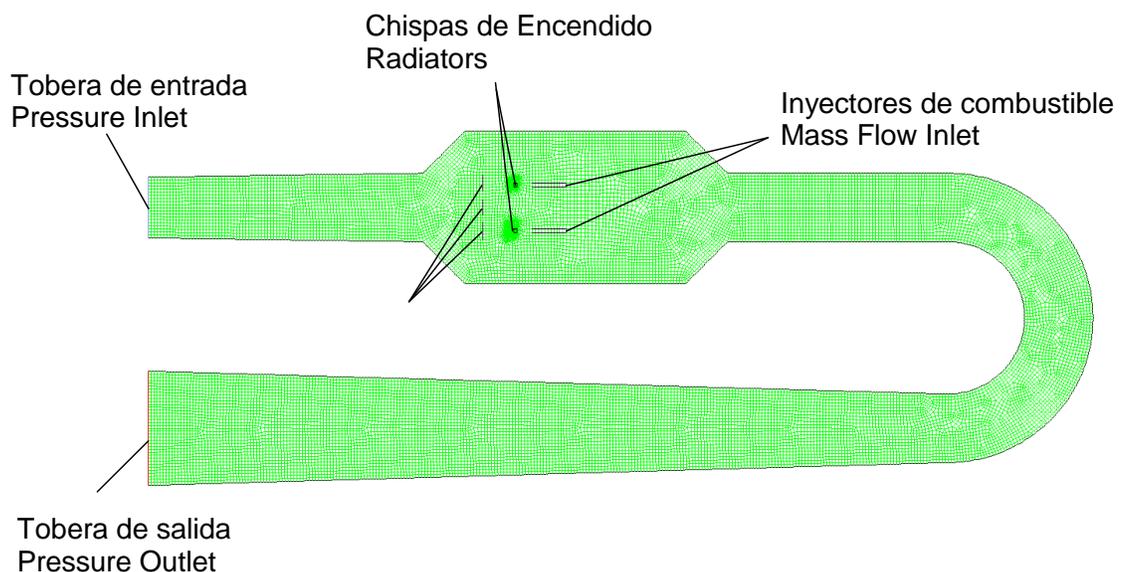
$$Re = \frac{\rho_1 \cdot v_1 \cdot 0,085}{\sigma} \quad (34)$$

$$Re = 147927,41$$

Siendo  $\sigma$  la viscosidad dinámica, se obtiene un número de Reynolds mayor a 3000 es decir que el flujo pertenece a un régimen turbulento.

Configuración del caso para la simulación: para llevar a cabo el proceso de simulación, es necesario tener un paso a paso de la configuración del caso, con el fin de evaluar posibles cambios en simulaciones futuras.

A continuación se muestran las condiciones de frontera establecidas para la simulación.



*Figura 17. Condiciones de Frontera.*

Tobera de entrada: en la tobera de entrada se utiliza una condición de entrada de presión (pressure inlet), la cual está configurada de tal manera que un diferencial de presiones permita desplazar aire desde afuera hacia adentro del motor. La velocidad de ingreso debe ser de 33.33 m/s aproximadamente.

Inyectores de combustible: en cuanto a los inyectores de combustible, se seleccionaron condiciones de flujo másico de entrada en donde un flujo de combustible de 0.025 es dividido entre 2 inyectores.

Chispa de ignición: la chispa de ignición proporciona la temperatura necesaria para encender la mezcla de aire y combustible, por lo cual se utilizan dos radiadores los cuales irradian calor con un coeficiente de transferencia de  $1e+6$  (w/m<sup>2</sup>-k) y una temperatura de 3000 K por un tiempo aproximado de 0.001 segundos.

Tobera de salida: la tobera de salida permite la expulsión del flujo que proviene de la cámara de combustión, en este caso se utiliza una condición de salida de presión (pressure outlet), el cual utilizará una presión ambiente de 73750 pascales.

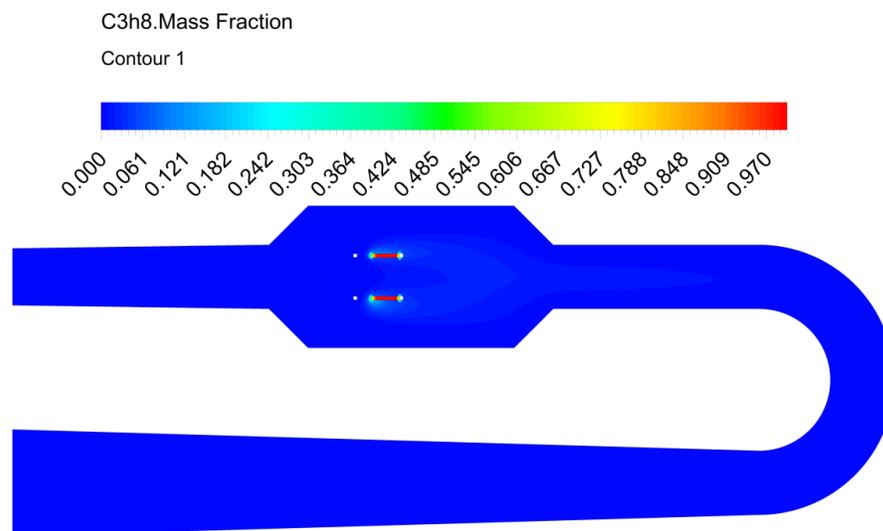
Además de estas condiciones de frontera, se utilizan unas paredes justo antes de los inyectores de combustible, lo cual evita que el flujo de aire desplace el flujo de combustible; es necesario que el combustible se concentre en gran parte de la cámara de combustión para mezclarse con el aire.

Habiendo definido las condiciones de frontera se procede a definir los parámetros de tiempo en el cual va a trabajar la simulación. Basados en las velocidades locales de cada etapa del motor y su respectiva longitud, se determinó un tiempo de 1,25 segundos, este es el tiempo que demora en pasar el flujo a través de la geometría del motor. Además se define un tiempo de encendido de la chispa de ignición de 0.85 segundos, en este tiempo idealmente debe haber suficiente aire y combustible para la combustión.

A continuación se observan los contornos y líneas de flujo obtenidos en la simulación.

Fracción másica de  $C_3H_8$ : para desarrollar el análisis de resultados de la fracción másica se encontraran con imágenes que permiten ver el comportamiento del flujo de propano dentro de la cámara de combustión.

En la Figura 18 se observa que en un espacio de tiempo muy pequeño el flujo del combustible se encuentra concentrado en su mayoría en las paredes de los inyectores, con apenas una pequeña dispersión hacia las afueras de las mimas. Posteriormente se observara el flujo de combustible al momento de encender la chispa.



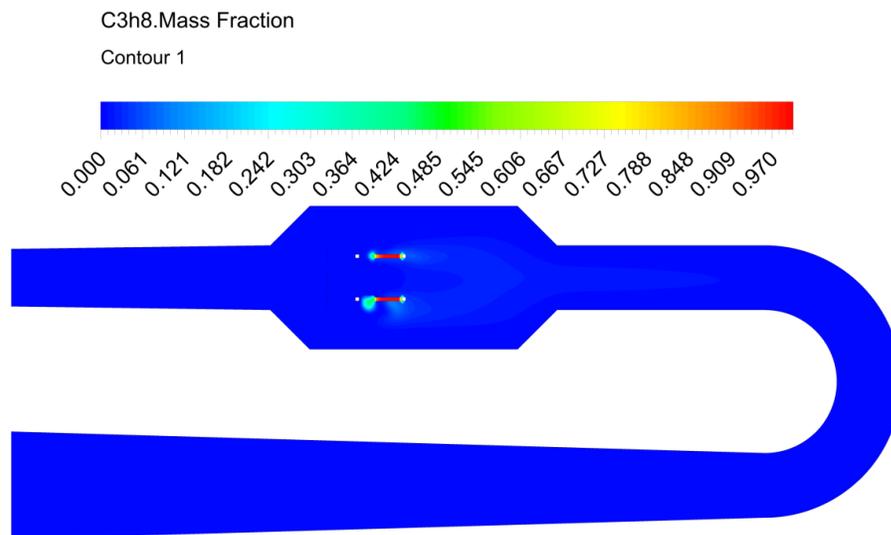
*Figura 18. Fracción másica de propano 0,2 segundos*

En la Figura 19 se observa el comportamiento del flujo de combustible en el momento de la ignición, donde se observa un comportamiento similar al de la figura 18. En este caso el combustible se mantiene en las cercanías de la salida de los inyectores. Existen varios factores que a los cuales se le puede atribuir este tipo de comportamiento; la alta velocidad de inyección de aire, la baja velocidad de

inyección de combustible y la ubicación de las paredes; Cada uno de estos factores puede ser el causante de este comportamiento.

Al existir una diferencia de velocidades tan altas entre el aire y el combustible, es muy probable que la masa de aire desplace la de combustible evitando que se disperse a lo largo de la cámara de combustible.

Observando este comportamiento, es posible que la combustión de la mezcla no se dé, o sea muy pequeña en comparación a lo planteado por el proyecto.



*Figura 19. Fracción másica de propano 0,85 segundos.*

Presión: a continuación se observará una secuencia de imágenes que contienen el comportamiento de la presión dentro del pulsorreactor, para diferentes tiempos.

En la figura 20 se observa una presión homogénea en toda la geometría del pulsorreactor, dicha presión es igual a la presión ambiente propuesta para el caso de simulación.

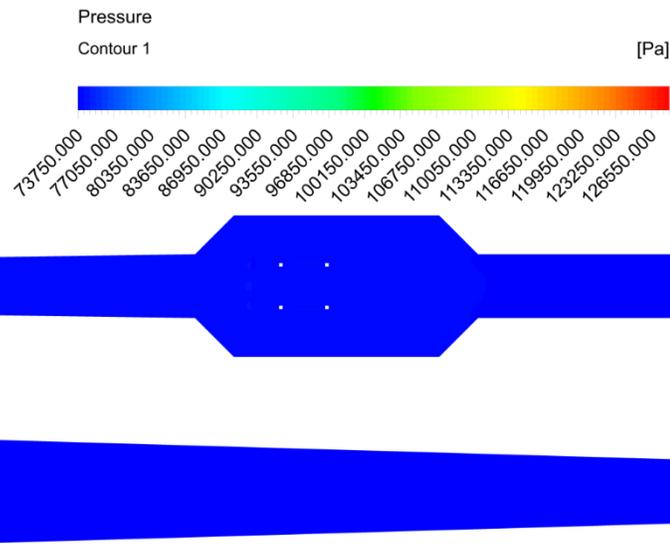


Figura 20. Contorno de presión para un tiempo de 0,2 segundos.

En un segundo tiempo (Figura 21), se observa un cambio de presión dentro de la cámara de combustión, debido a que en este momento se debería producir teóricamente la combustión dentro del pulsorreactor, sin embargo la presión varía y se aumenta en diferentes zonas solo dentro de la cámara de combustión, cuando para este momento la presión debería estar cambiando también en la tobera de entrada y en la cámara de combustión debería ser igual con un poco más de aumento cerca a los inyectores zona donde idealmente se encuentra la mezcla más rica de aire combustible.

De igual manera se observa aumentos de presión hacia la zona de la tobera de entrada lo que indica que parte del flujo se está desplazando abruptamente hacia la entrada del motor. Aunque existe un aumento substancial en el valor de la presión, sigue estando por debajo de lo requerido por el proyecto, lo cual corrobora la teoría de que no se está realizando una combustión adecuadamente

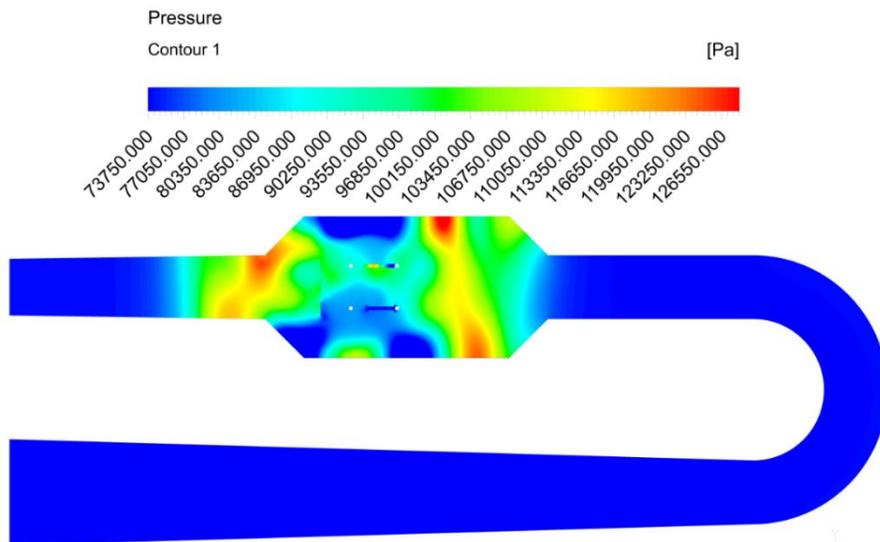


Figura 21. Contorno de presión para un tiempo de 0,85 segundos.

Continuando con la figura 22, se observa una tendencia en el comportamiento de la presión, en donde fluido a presión relativamente alta se dirige hacia la tobera de salida y hacia la entrada del pulsorreactor, este comportamiento es ideal cuando se habla del funcionamiento de este tipo de motores, aunque los valores siguen siendo bajos con respecto al valor de 485.000 pascales requeridos para generar el empuje.

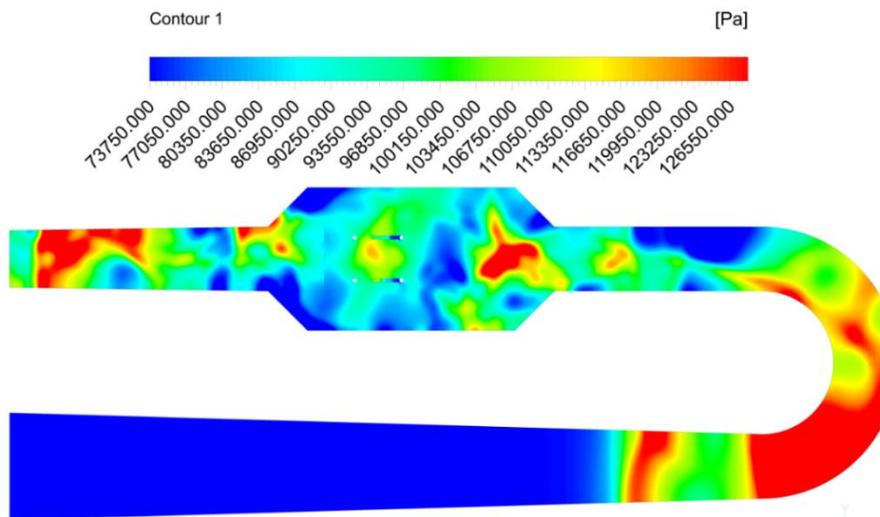


Figura 22. Contorno de presión para un tiempo de 0,853 segundos.

Posteriormente, en la Figura 23 se observa que la presión se empieza a regular nuevamente a la atmosférica, sin tener ningún efecto en la tobera de salida. Cabe resaltar que este comportamiento ocurre a 0.02 segundos después de haber encendido la chispa por lo cual se corrobora que la combustión no ha surtido efecto.

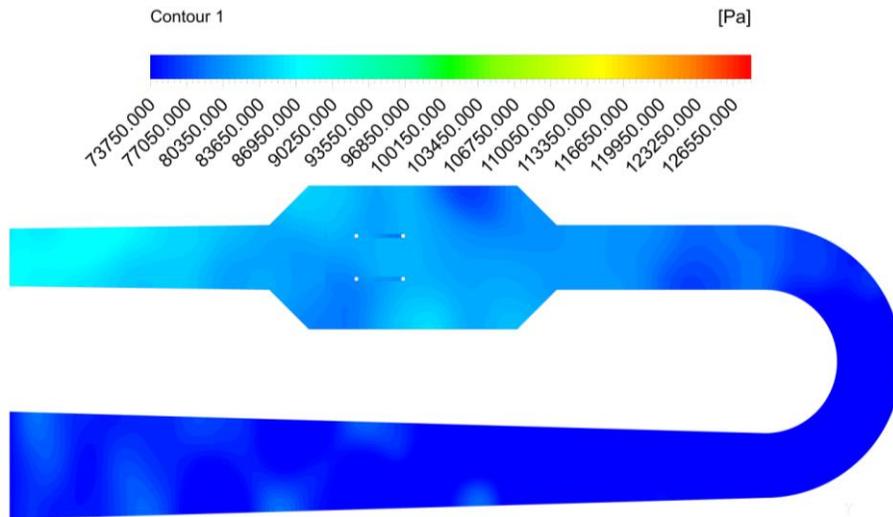


Figura 23. Contorno de presión para un tiempo de 0,87 segundos.

Temperatura: a continuación se observa una secuencia de imágenes que muestran el comportamiento de la temperatura en diferentes tiempos, desde que inicia a funcionar el pulsorreactor, pasando por la etapa de combustión y de expulsión de gases. Como se muestra en la figura 24, el interior del pulsorreactor va a tener una temperatura igual a 288.5 K debido a que el único incremento de temperatura que debe existir inicia desde un tiempo de 0.85 segundos donde se enciende la chispa.

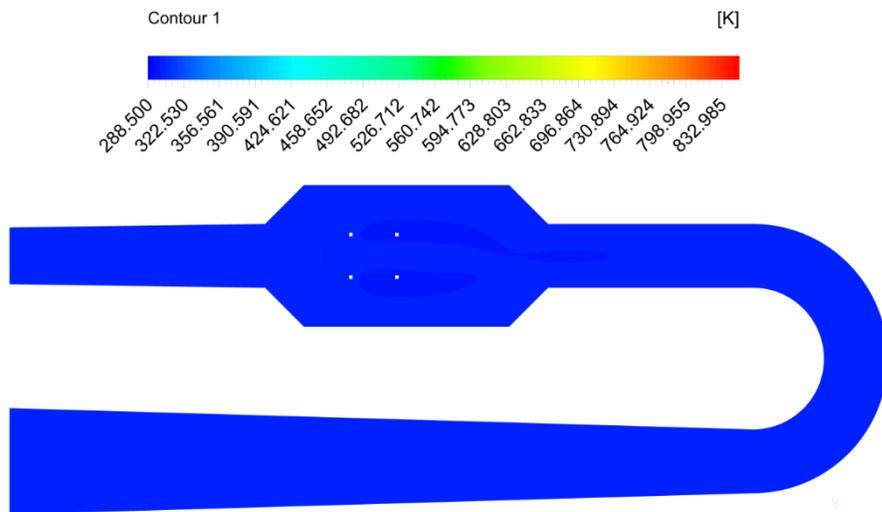


Figura 24. Contorno de temperatura para un tiempo de 0,6 segundos.

Posteriormente en la Figura 10, al momento de encender la chispa se observa como el propano que se encuentra cerca de la salida de los inyectores se enciende debido a la temperatura, generando un pico de temperatura de aproximadamente 3900 K

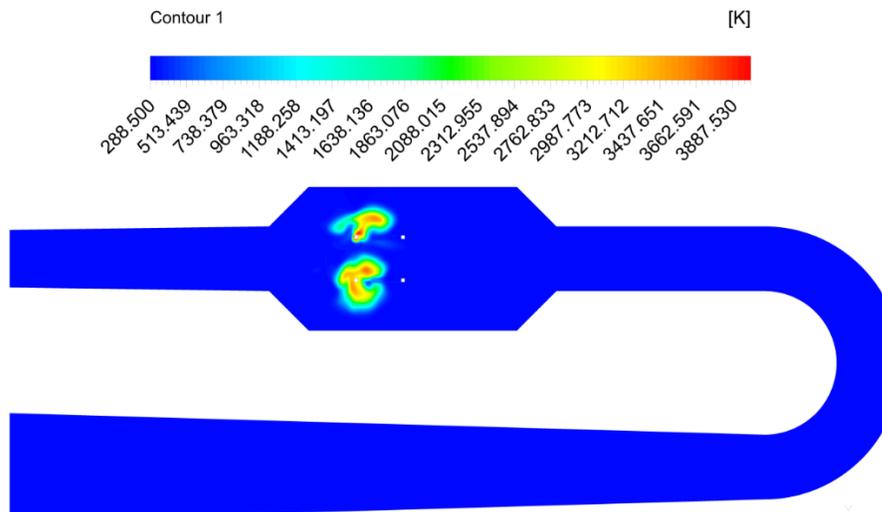
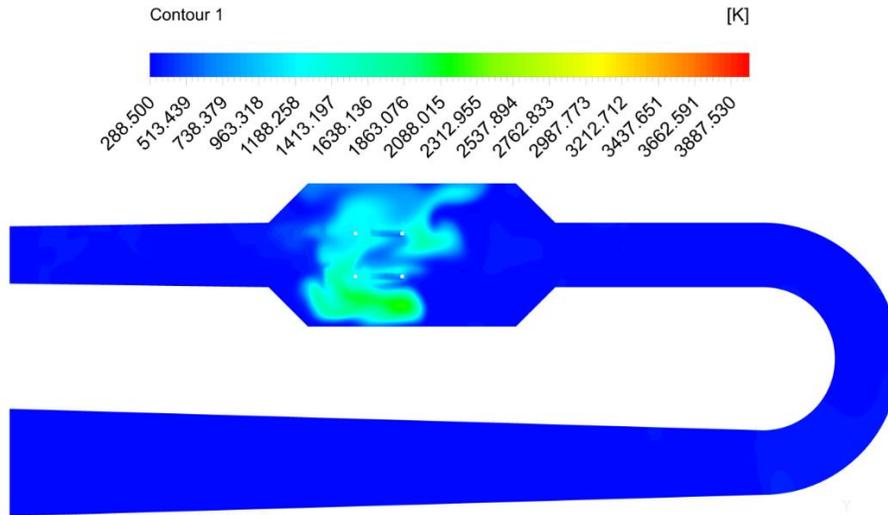
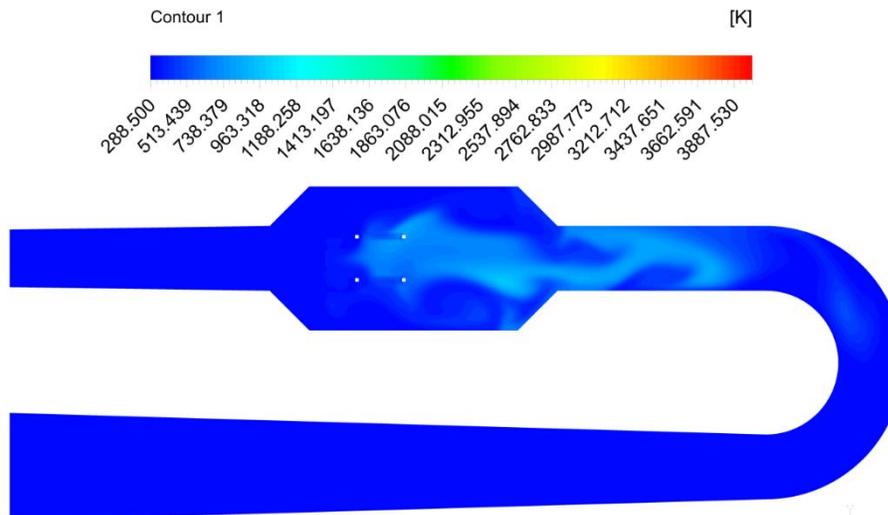


Figura 25. Contorno de temperatura para un tiempo de 0,85 segundos.

Como se observa a continuación, el flujo dentro de la cámara de combustión, pierde temperatura rápidamente, sin generar la explosión que se debe presentar en un motor con combustión a volumen constante.



*Figura 26. Contorno de temperatura para un tiempo de 0,853 segundos.* Finalmente, pasados aproximadamente 0.02 segundos después de encender la chispa se presenta un comportamiento similar al de la presión, ya que el flujo regresa rápidamente a la temperatura ambiente inicial.



*Figura 27. Contorno de temperatura para un tiempo de 0,877 segundos.*

Finalizando con el apartado de temperatura, se concluye que el proceso de combustión no se llevó a cabo como se esperaba dentro de la cámara de combustión, mostrando por un momento un aumento de temperatura, que pasado 0.02 segundos descendió a la temperatura inicial. Es posible que este problema se deba a la baja velocidad de inyección de combustible, como se analizara en la sección de velocidad que se muestra a continuación.

Velocidad: a continuación se muestran las imágenes de diferentes tiempos para observar el comportamiento de la velocidad dentro del pulsorreactor.

En la figura 28, se observan los contornos de velocidad para un espacio de 0.6 segundos en donde idelamente el flujo que proviene del soplador de hojas debería tener un valor igual o cercano a los 33,3 m/s. En este caso se evidencia que la velocidad en la tobera de entrada alcanza una velocidad aproximada de 31 m/s, por otra parte en la salida de los inyectores la velocidad es muy baja indicando el porque el proceso de combustion no se llevara a cabo de manera correcta al momento de la ignicion.

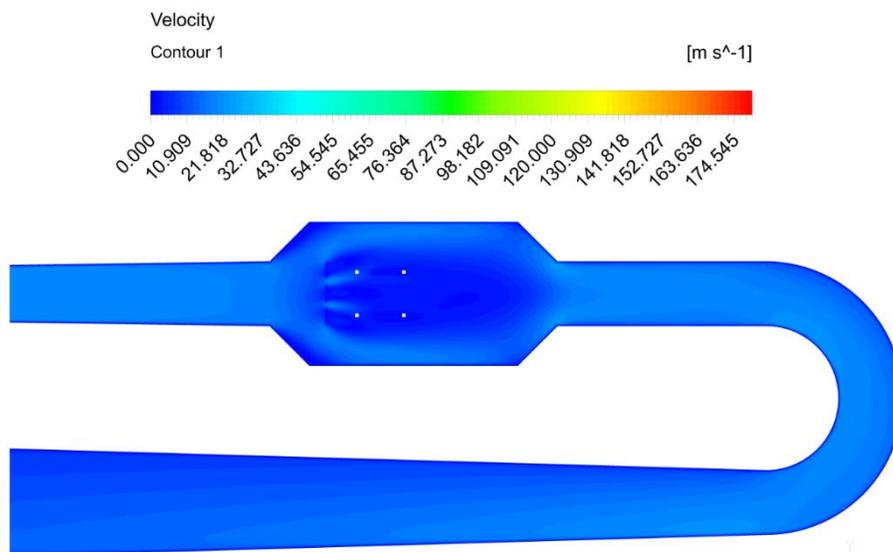


Figura 28. Contorno de velocidad para un tiempo de 0,6 segundos.

Pasando al momento de ignición de la chispa, se observa como una pequeña porción del flujo acelera hacia las salidas de la cámara de combustión, generando un valor de velocidad aproximado de 110 m/s, el cual está muy por debajo del valor calculado para esta sección que es de aproximadamente 1268 m/s

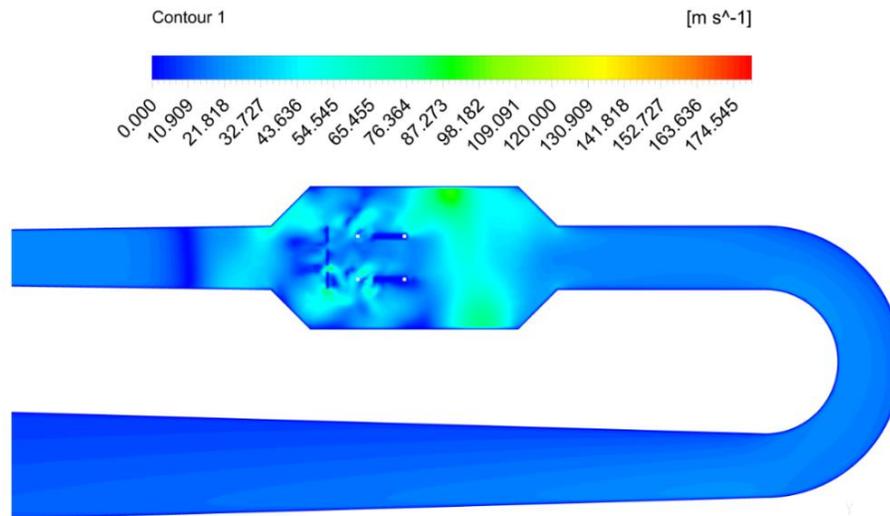


Figura 29. Contorno de velocidad para un tiempo de 0,85 segundos.

Tiempo después, pasado el momento de la ignición de la chispa el flujo se comporta de manera similar al tiempo anterior, aumentando su velocidad en la salida de la sección en u alcanzando un valor aproximado de 174,5 m/s. Observando la tobera de salida se observa que una parte del fluido avanza hacia la salida con una velocidad de aproximadamente 100 m/s, velocidad que al ser tan relativamente baja disminuirá a medida que avanza hacia la salida del motor, ya que el flujo en este caso no alcanza a ser supersónico, y la tobera no puede cumplir con la función de acelerarlo.

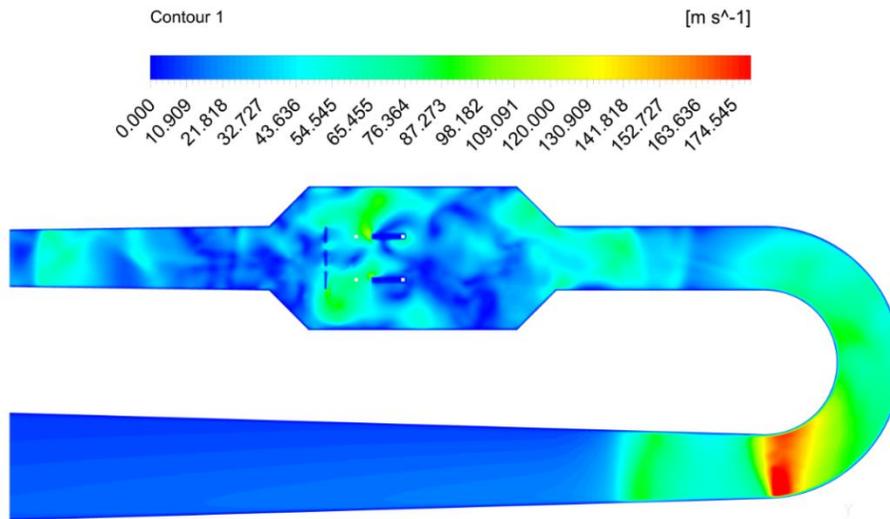


Figura 30. Contorno de velocidad para un tiempo de 0,853 segundos.

Corroborando lo mencionado anteriormente con la presión y temperatura, se observa una disminución de la velocidad del flujo a lo largo de la geometría del motor, la cual tiene un valor muy cercano a 0 m/s.

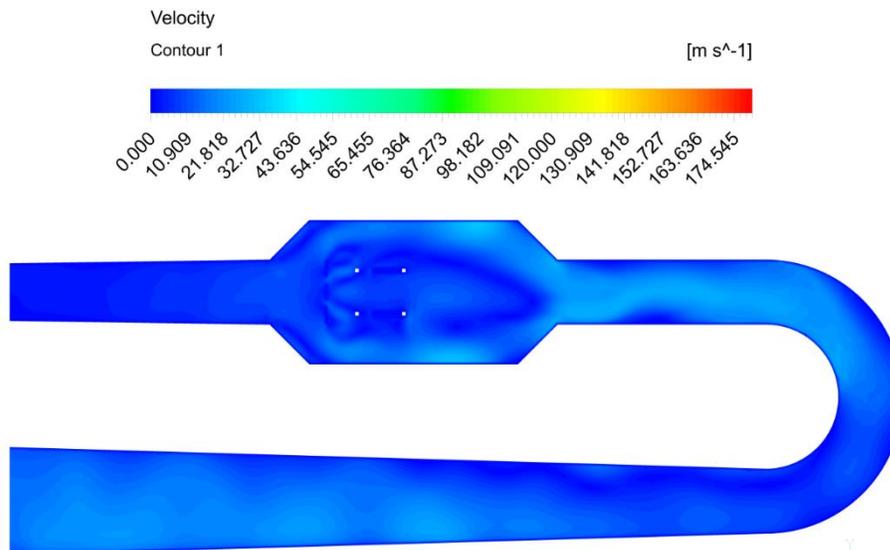
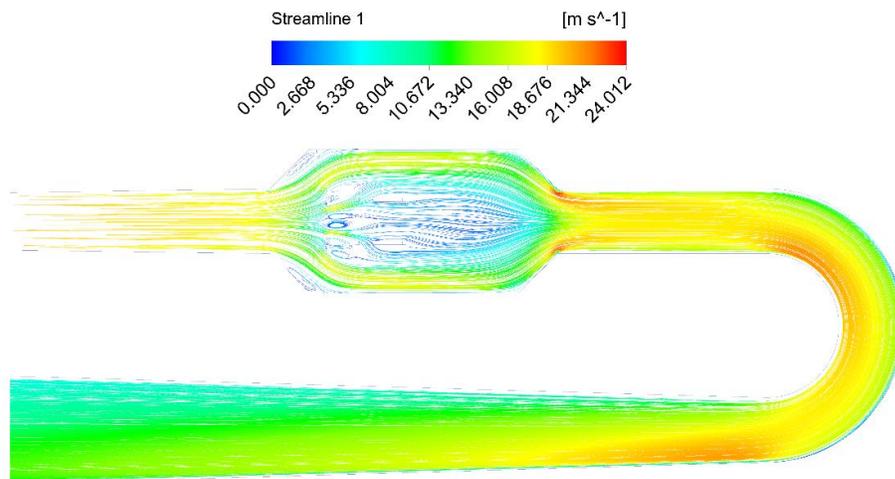


Figura 31. Contorno de velocidad para un tiempo de 0,875 segundos.

Concluyendo con el análisis computacional del flujo en 2D, se observan las líneas del flujo en función de la velocidad, para comprender por qué no se lleva a cabo el proceso de combustión.

En la figura 32, se observa el comportamiento de las líneas de flujo para un espacio de tiempo de 0.6 segundos en donde se observa como el flujo atraviesa rápidamente la geometría del pulsorreactor. De igual manera se observa que a la salida de los inyectores no hay evidencia de velocidad, lo cual indica que la velocidad en este punto es muy baja.



*Figura 32. Líneas de flujo en función de la velocidad para un tiempo de 0.6 s.*

Para un tiempo de 0.853 segundos, pasado el tiempo de ignición se observa como el flujo se dispersa hacia los alrededores desde la parte central de la cámara de combustión, evidenciando que el flujo tiende a escapar por las salidas de la cámara de combustión, generando zonas con verticidad. Este comportamiento inestable del flujo dentro de la cámara de combustión ayuda a explicar los aumentos de presiones en secciones aisladas.

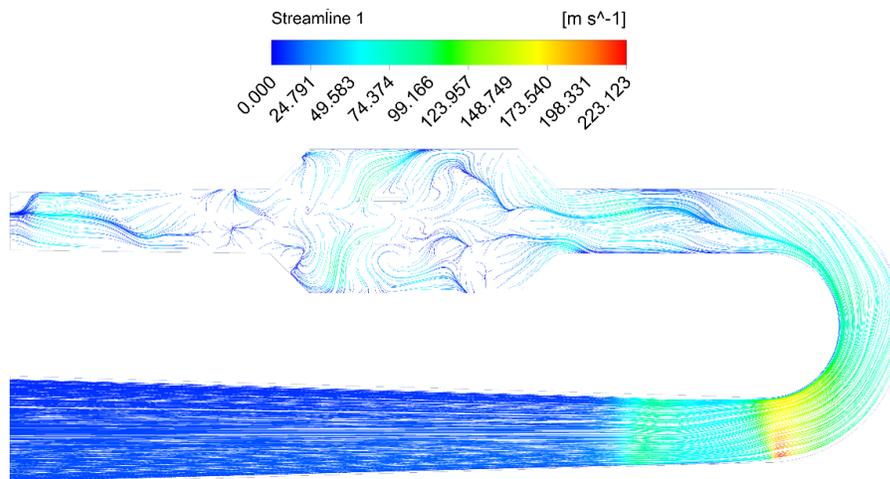


Figura 33. Líneas de flujo en función de la velocidad para un tiempo de 0.853 s. Por lo anterior, se concluye que el modelo utilizado para realizar la simulación es válido, ya que a lo largo de la simulación mantiene las variables estabilizadas, lo cual ayuda a un proceso de convergencia de la simulación.

Por otra parte se obtiene el motivo por el cual el proceso de combustión no se llevó a cabo de la manera correcta, el cual, es debido a la baja velocidad de inyección de combustible, ya que la masa de aire al ingresar por la tobera de entrada, desplazo el propano, evitando que se concentrara de la manera esperada dentro de la cámara de combustión.

### **4.3.2. Análisis computacional del flujo en 3D**

El análisis computacional 3D, se limita a ser netamente cualitativo debido a que el tiempo empleado para obtener datos de 1 malla en éste tipo de mallas es bastante largo y el costo computacional empleado en dicho análisis es muy elevado. Es por esto que no se lleva a cabo un análisis de convergencia de mallas, adicionalmente se conoce que los mallados estructurados presentan inconvenientes cuando se tiene una geometría compleja o con demasiadas curvaturas, es por esto que la simulación en 3D se desarrolló con una malla de tipo no estructurada y solo se desarrolló un análisis cualitativo.

En este análisis se tuvieron en cuenta parámetros de la geometría definidos en los cálculos desarrollados en la sección 4.1.1 y 4.1.2, tales como dimensiones, ángulos y parámetros de entrada de flujo de aire y del gas. De la misma manera, se empleó el modelo de simulación usado en el análisis de 2D, que se encuentra delimitado y definido en la sección 4.3.1

De igual forma que en el análisis de 2D, se tiene en cuenta el nivel óptimo de presión de 70 Bares que se han tenido en cuenta en los pulsorreactores existentes en la historia (Pulsejet Website, 2005), por ello también en este análisis se limita el valor de presión 600000 Pa, y así de esta forma obtener valores específicos de la operación; puesto que sin tener contemplado la limitación de la presión, se podrían encontrar valores mucho más grandes a éste que para el análisis que se desarrolló no tienen ningún objeto.

A continuación se muestra en la Figura 34 la malla 3D, ésta malla tiene características de desarrollo de no estructurada, conformada por tetraedros una cantidad de nodos de 62094 y 324964 celdas, así mismo la malla cuenta con dos inyectores, uno en la parte superior y otro en la inferior, con respecto a los inyectores no se realizó ningún cambio respecto de la malla en 2D.

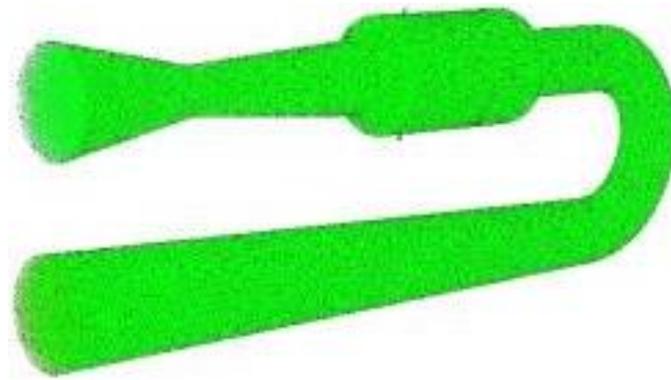


Figura 34. Malla 3D isométrico.

Una vez se ha llevado a cabo la simulación se seleccionaron varios planos de corte sobre la geometría del pulsorreactor con el fin de observar el comportamiento de la temperatura, velocidad y presión a lo largo del tiempo; además de observar el comportamiento del flujo del Propano ( $C_3H_8$ ) al momento de la inyección en la cámara de combustión.

A continuación, se observan los planos para el análisis cualitativo, estos planos se encuentran distribuidos a lo largo de la geometría del pulsorreactor así: cámara de combustión, salida de la cámara de combustión y tobera de salida respectivamente (ver Figura 35).

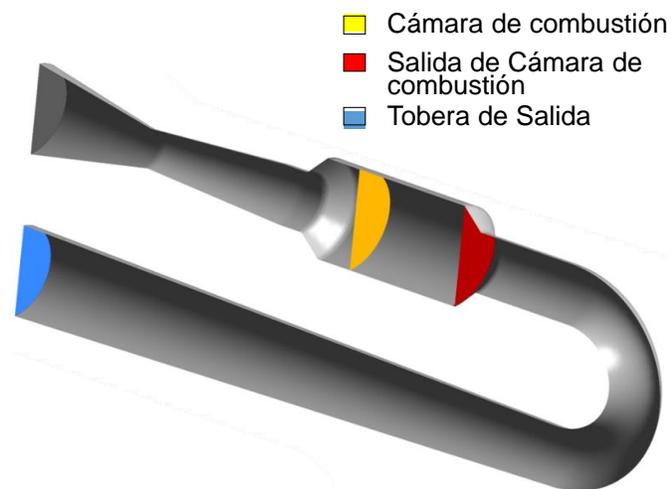


Figura 35. Secciones de Análisis Pulsorreactor 3D

Fracción Másica de  $C_3H_8$ : Similar a la simulación en 2D, para el caso en 3D se asume el 100% del valor de los flujos de aire y combustible calculados posteriormente en la secciones 4.1.1, 4.1.2 y 4.1.3, permitiendo evidenciar el comportamiento de la mezcla bajo los mismos parámetros de la simulación en dos dimensiones; se debe tener en cuenta que al ser una geometría 3D se asumirán cada uno de los radios y profundidades que componen la geometría. Lo anterior, debido a que al momento de parametrizar el dominio para la simulación, permitirá que los valores de flujo y turbulencia se comporten de manera correcta y ofrezcan resultados válidos para su comparación con la simulación en 2D.

El comportamiento del flujo de combustible va directamente relacionado con la velocidad con la cual se inyecte, en este caso es necesario tener en cuenta la disposición de los inyectores y el flujo másico calculado.

En la Figura 36, se puede observar la evolución de la formación de la mezcla a lo largo del tiempo; este tiempo comprende el inicio del ciclo del pulsorreactor, hasta el momento en el cual se realiza la ignición del combustible.

Es fácil de observar como a medida que transcurre el tiempo la sección de cámara de combustión se va llenando lentamente de combustible, siempre siguiendo una secuencia constante llenando la parte superior e inferior primero. Este comportamiento se debe a que los inyectores se ubican en la parte superior e inferior de la cámara.

Conforme el tiempo va pasando, se observa una mayor homogeneidad en la distribución del combustible. Cabe resaltar que en este proceso además de combustible, hay una gran masa de aire que se mueve normal al plano que muestra la Figura 36.

A diferencia de lo observado en los resultados de fracción másica para la simulación de 2D, en ésta se puede observar de manera más óptima el comportamiento del

flujo, en 3D, es por esto que se observa como primera medida, una expansión de combustible dentro de la cámara en el segundo 0,001, y a medida que avanza el tiempo las líneas de combustible forman un choque entre ambos chorros como se observa en el segundo 0,019, produciendo así un abastecimiento amplio de la cámara antes que ésta realice la combustión. Adicionalmente la fracción de masa de combustible debería ser mayor en algún punto cercano a la ignición del combustible, pero el constante flujo de aire proveniente de la entrada del pulsorreactor evita tener una concentración de combustible muy alta.

A pesar de esto, justo antes de la ignición (segundo 0,32), se observa una gran concentración de combustible cercana al 0,75 en gran parte de la cámara, con unas secciones un poco más elevadas hacia la parte de los inyectores. Este comportamiento puede provocar que al momento de la ignición la mezcla aire combustible se encienda primero en la zona perpendicular a los inyectores.

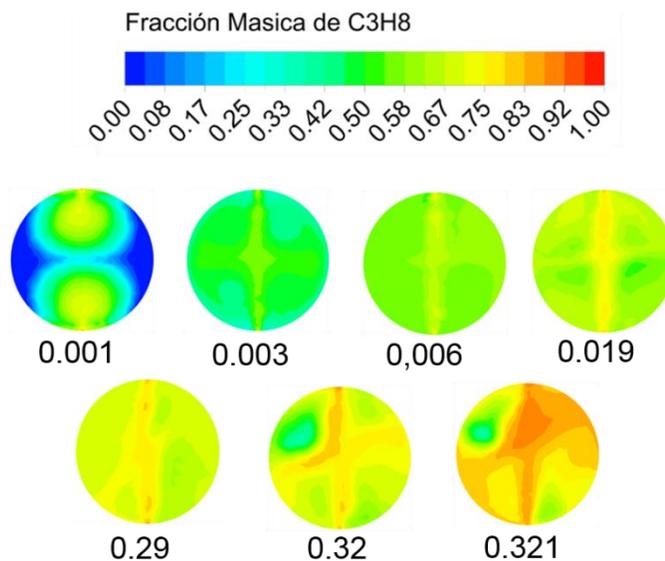


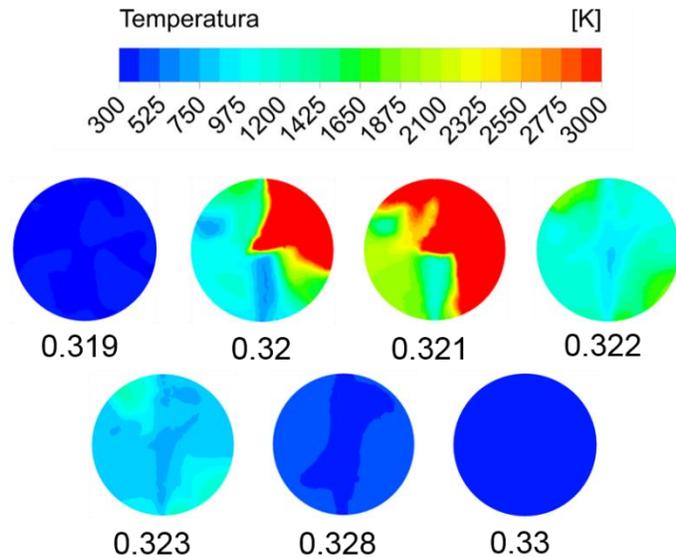
Figura 36. Comportamiento de Fracción másica ( $C_3H_8$ ) a través del tiempo.

Temperatura: el análisis del comportamiento de temperatura se llevó a cabo sobre tres secciones del pulsorreactor; cámara de combustión (Figura 37), salida de cámara de combustión (Figura 38) y tobera de salida (Figura 39). Cada una de las figuras nombradas anteriormente muestran el comportamiento a lo largo del tiempo

vs temperatura; éste intervalo de tiempo comprende espacios de tiempo desde antes de iniciar la combustión hasta cuando termina el proceso.

Cabe recordar que los espacios de tiempo son bastante pequeños, ya que en un pulsorreactor el impulso se da por pulsos, provocados por varias combustiones pequeñas en un intervalo de tiempo muy reducido.

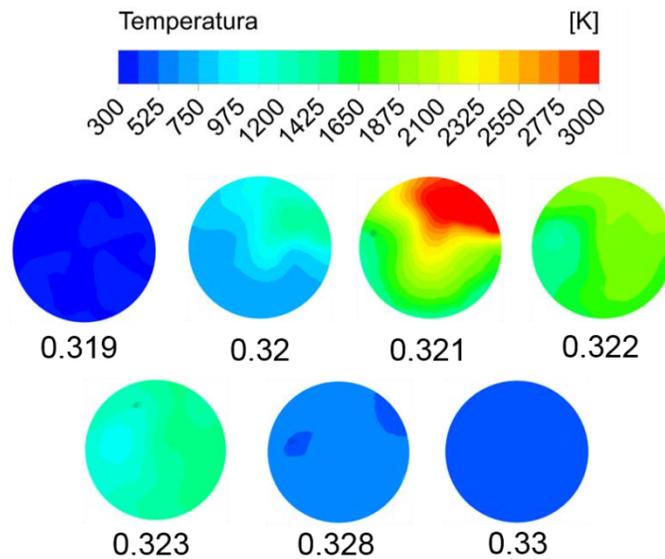
Como se observa en la Figura 37 correspondiente a la cámara de combustión, la mezcla de aire combustible se encuentra a temperatura ambiente de 300 K hasta el momento de la ignición. En este punto se puede observar como la temperatura aumenta drásticamente elevándose a un pico de 3000 K y continúa expandiéndose a varias zonas de la cámara. Este pequeño pico es de gran importancia para lograr impulso en el pulsorreactor, ya que ayudará a la expansión drástica de los gases y aumentará la velocidad del flujo. Volviendo al comportamiento de la temperatura, se observa como el flujo a medida que pasa el tiempo va disminuyendo su temperatura como se observa, disipándose del exterior al interior del pulsorreactor. Esto se debe a que la ignición disipa todo su calor hacia las paredes de la cámara de combustión y al pasar el tiempo y no existir ninguna fuente de ignición el flujo se empieza a enfriar lentamente desde el exterior hasta el interior. Al concluir el ciclo se observa como la temperatura cae nuevamente hasta estabilizarse en 300K (temperatura ambiente).



*Figura 37. Comportamiento de la temperatura de la cámara de combustión a lo largo del tiempo.*

Tras la ignición en la cámara de combustión los gases calientes se dirigen rápidamente a la salida de la cámara en donde se realizará un proceso similar, teniendo en cuenta que a mayor distancia de la fuente de ignición menor será la temperatura, esto basándonos en que el flujo tendrá transferencia de energía con el medio, disipando calor a medida que atraviesa por el motor.

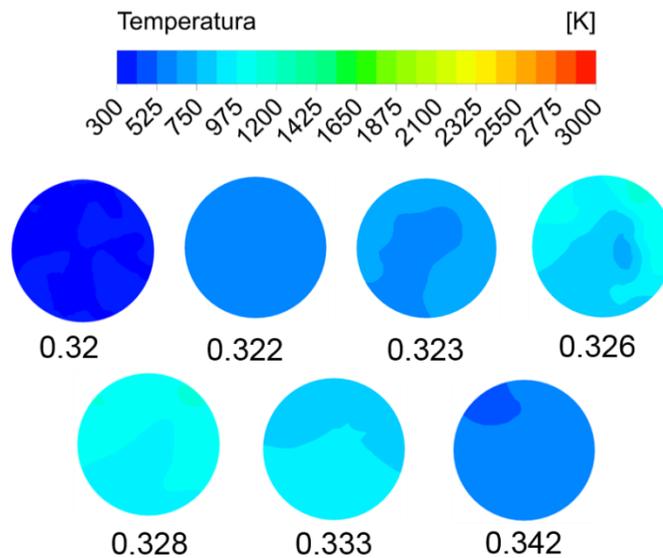
Como se observa en la Figura 38 comparando el mismo intervalo de tiempo entre la cámara de combustión y su salida, se evidencia que a medida que el flujo se mueve a través del pulsorreactor su temperatura disminuye. Al momento de la ignición (segundo 0,32) se observa como el flujo apenas aumenta su temperatura con respecto a la sección aguas arriba de la salida de la cámara. A pesar de que el flujo se desarrolla de una manera muy similar al mostrado anteriormente, se observa que después de la ignición el flujo tiene una mayor uniformidad en cuanto al descenso de temperatura, ya que todo el flujo va en la dirección normal del plano.



*Figura 38. Comportamiento de la temperatura de salida de la cámara de combustión a lo largo del tiempo.*

Continuando con la última sección del pulsorreactor (Figura 39), se evidencia una variación de la temperatura menor y ni siquiera comparable con la temperatura alcanzada en las dos secciones anteriores. Cabe resaltar que debido a la distancia que hay entre las dos secciones anteriores y ésta, no es posible analizar en los mismos intervalos de tiempo ya que existe un retraso que a grandes rasgos no parece muy importante, pero en un análisis con intervalos de tiempo tan pequeños, es muy importante tener en cuenta.

A continuación se observa el comportamiento de la temperatura en la tobera de salida (Figura 39), donde la temperatura tiene un pico máximo cercano a los 850K, esto debido a la disipación del calor a lo largo de la geometría del pulsorreactor.



*Figura 39. Comportamiento de la temperatura en la tobera de salida.*

En la Figura 40 se observa una gráfica comparativa de la temperatura con respecto al tiempo de las tres zonas anteriormente nombradas. Se evidencia como el valor máximo de la temperatura disminuye en a medida que se va atravesando por las zonas. También se evidencia que las tazas de incremento y disminución de la temperatura en la zona cercana a la cámara de combustión son muy parecidas a comparación con la tobera de salida que tiene una taza de incremento muy baja y un valor máximo de solo 850K aproximadamente. Además, se observa un desfase en el tiempo en todas las zonas, evidenciando que el proceso se va llevando a cabo desde la cámara hasta la tobera de salida.

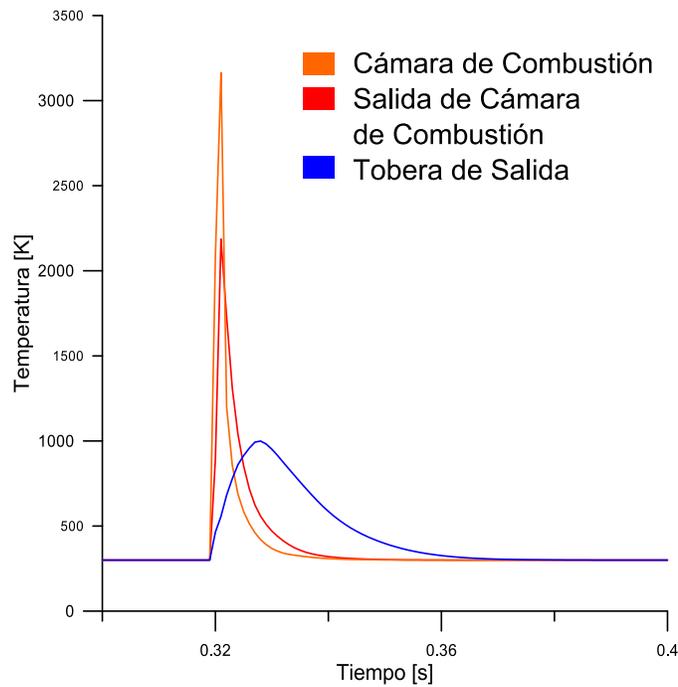


Figura 40. Temperatura vs Tiempo.

Velocidad: al igual que la temperatura la velocidad fue analizada en los mismos puntos como se observa en las siguientes figuras. Resulta importante tener en cuenta que todos los parámetros a analizar tienen cierta dependencia ya que para obtener una velocidad de gases adecuada para obtener el impulso es necesario de una alta temperatura. Al igual que la temperatura, la velocidad también tiene un valor máximo que será el responsable de generar el impulso requerido. Este valor de velocidad debe aumentar al momento de la ignición y disminuir rápidamente al momento de terminar el ciclo, generando ciclo a ciclo (en pequeños intervalos de tiempo) el comportamiento pulsante de este tipo de motor.

En la Figura 41, se observa el comportamiento de la velocidad en la cámara de combustión. A medida que transcurre el tiempo, se observa como la velocidad aumenta drásticamente en toda la cámara, observando además unas secciones cerca a las paredes donde se encuentran los valores máximos de velocidad. Cabe recordar que esta aceleración durará un tiempo muy corto igual al de la ignición del pulsorreactor. Así mismo, se evidencia en ésta figura que a medida que pasa el

tiempo la velocidad disminuye su magnitud estabilizándose en un valor cercano a los 600 m/s, esta velocidad de flujo debe mantenerse a lo largo del pulsorreactor, teniendo en cuenta las pérdidas por fricción que provocarán una disminución de la magnitud de la velocidad.

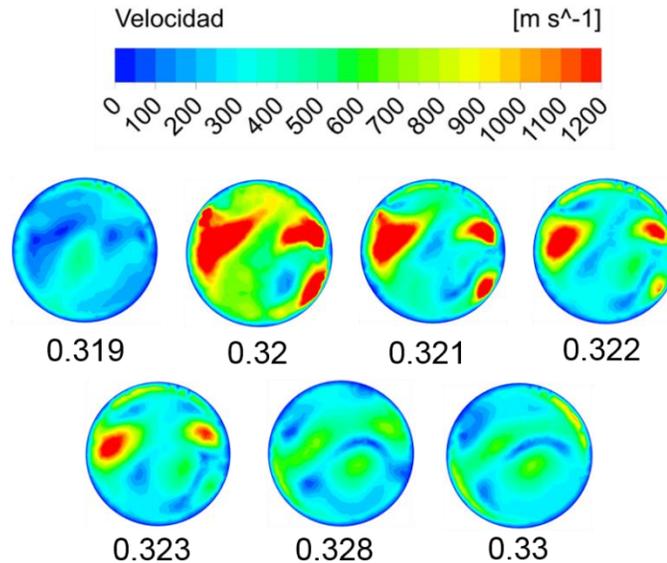


Figura 41. Comportamiento de la velocidad en la cámara de combustión con el paso del tiempo.

En la Figura 42 se observa un comportamiento muy similar de la velocidad en la sección de salida de la cámara de combustión, evidenciando una aceleración más uniforme del flujo. La velocidad en este punto a pesar de tener un valor máximo parecido al anterior, tiene una disminución al momento de estabilizarse como se observa en las paredes del pulsorreactor a medida que termina el ciclo de combustión. A pesar de tener una menor velocidad al final del ciclo, la velocidad generada en el pico máximo es suficiente para generar el impulso deseado.

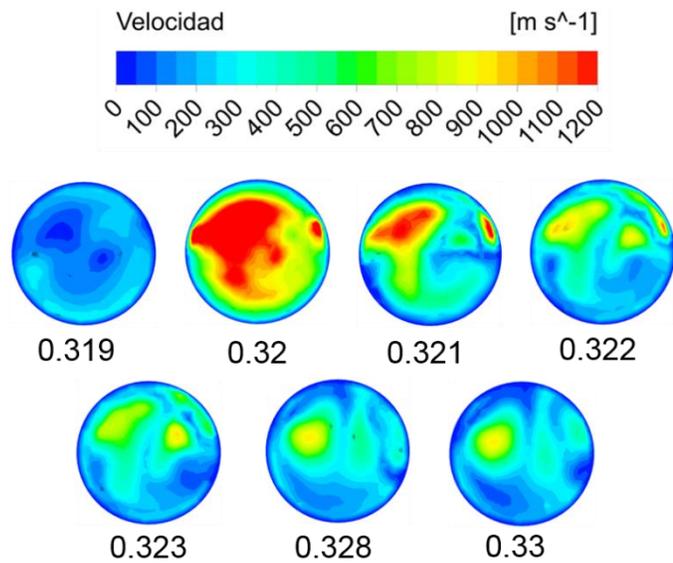


Figura 42. Comportamiento de la velocidad en la cámara de combustión con el paso del tiempo.

En la Figura 43, se observa como la velocidad llega a un punto máximo cercano a los 800 m/s en algunas zonas, por lo cual se ve la disminución de la velocidad. Eso se debe al recorrido que hace el flujo por la geometría del pulsorreactor, ya que esta provoca la desaceleración del mismo; obteniendo así una velocidad más uniforme a la salida del pulsorreactor.

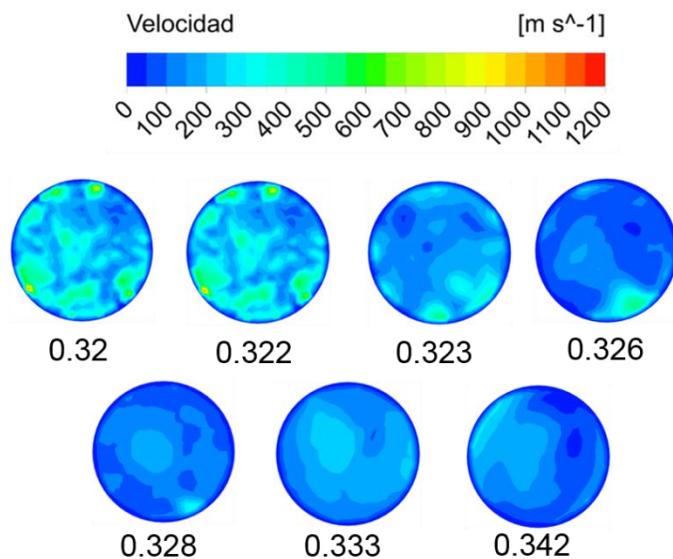


Figura 43. Comportamiento de la Aceleración a la salida del pulsorreactor con respecto al tiempo.

A continuación en la Figura 44 se observa un gráfico con la comparativa de la velocidad en las diferentes zonas de análisis del pulsorreactor. Como se puede evidenciar, la velocidad tiene un comportamiento diferente en todas las zonas del pulsorreactor.

Teniendo en cuenta esta Figura se evidencia que en la cámara de combustión presenta varios picos de aceleración debido al comportamiento del flujo dentro de la misma. Este comportamiento es normal ya que el flujo en el interior de la cámara está asociado con la misma turbulencia, además que el movimiento de sus partículas es difícil de predecir debido a que sufren fluctuaciones en pequeños intervalos de tiempo.

Con respecto a la salida de la cámara se observa un comportamiento más estable de la velocidad, esto debido a que el flujo se encuentra mucho más desarrollado con respecto al del interior de la cámara de combustión. Por último, en la sección tobera de salida se evidencia una disminución de velocidad con respecto a la cámara de combustión, ya que como se había mencionado anteriormente el contacto del flujo con las paredes del pulsorreactor genera pérdidas por fricción.

En cuanto a la aceleración del flujo todas las zonas tienen una aceleración similar, pero debido al comportamiento inestable del flujo, la cámara de combustión tiene fluctuaciones en su aceleración, a comparación con la salida y la tobera de salida donde se tiene una desaceleración fuerte del flujo al comienzo pero lentamente se estabiliza hasta que la magnitud de la velocidad permanece casi constante.

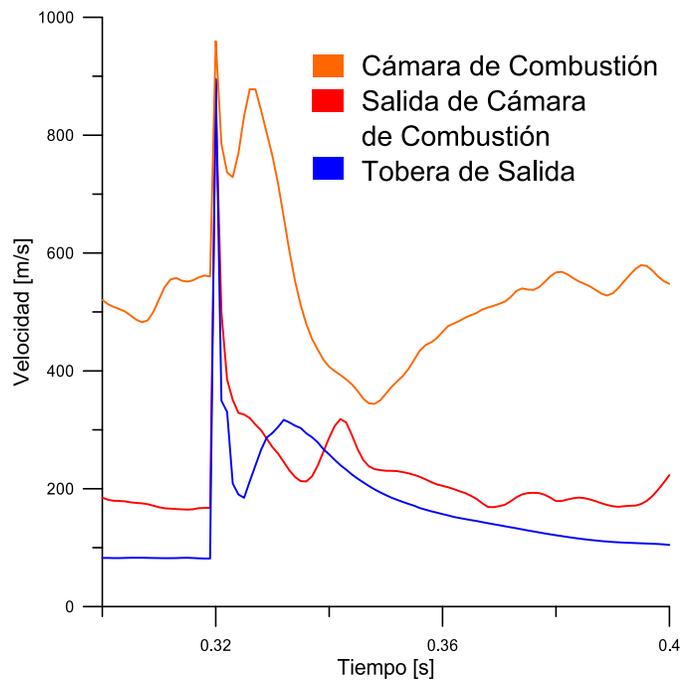
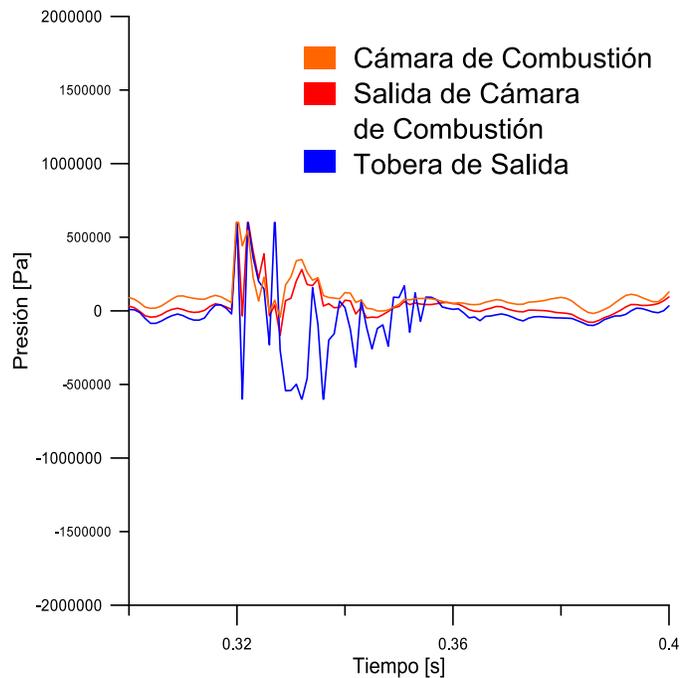


Figura 44. Velocidad vs tiempo.

Presión: en un proceso de combustión que se realiza con un flujo pulsante, es fácil evidenciar como la presión fluctúa de un valor a otro en intervalos muy pequeños de tiempo. En este caso concreto, se observa como la presión fluctúa dentro de unos valores previamente establecidos al inicio de esta sección (4.3.2). De igual manera, se observa que hay una presión estable durante el funcionamiento del pulsorreactor a excepción del momento de la combustión, ya que la presión varía rápidamente en estos intervalos de tiempo (ver Figura 45).

Adicionalmente se observa pendientes en el tiempo, en donde se evidencia la tardanza del flujo en llegar al punto medido; en éste caso, se observa que en la cámara de combustión se realiza el primer cambio repentino de presión, en donde se inicia la mezcla aire- propano, dando así la pauta para que el flujo aumente su presión. Posterior a ello, también aumenta en la salida de la cámara y finalmente en la tobera de salida. Cabe resaltar que la disminución de la presión a medida que fluye después de la salida de la cámara de combustión, en el radio del motor (LOOP) y la tobera de salida se debe a su geometría.



*Figura 45. Presión vs tiempo.*

De acuerdo con lo expresado en la presente tesis, existe una razón para lograr a futuro la construcción del pulsorreactor, esto es demostrado por los resultados obtenidos en el presente estudio.

Al observar detalladamente los análisis realizados se demostró que el estudio realizado toma gran importancia ya que la aplicación de programas computacionales como CFD en el estudio del comportamiento de los pulsorreactores sin válvulas es un campo que no ha sido explorado hasta el momento, y es por esto que es relevante la obtención de estos resultados para análisis futuros.

## 5. CONCLUSIONES

Se analizaron aspectos generales de la definición de una geometría y la simulación del pulsorreactor sin válvulas partiendo de cálculos térmicos, así mismo se analizaron las ventajas que brinda la dinámica computacional de flujo, aplicado específicamente a pulsorreactores sin válvulas. De acuerdo a lo anterior se logró desarrollar de manera correcta la definición de la geometría del pulsorreactor y sus cálculos termodinámicos; obteniendo analíticamente el valor correcto del empuje requerido. En el estudio 2D se observaron parámetros del comportamiento del motor, dando a conocer falencias en el planteamiento de las condiciones de frontera del caso. Para el análisis en 3D se desarrolló un estudio netamente cualitativo con el fin de observar el comportamiento del flujo en la dirección transversal de la geometría. A continuación se describen las conclusiones obtenidas:

- En el desarrollo de los cálculos térmicos se logró definir geoméricamente el pulsorreactor, iniciando en la tobera de entrada hasta la cámara de combustión. Posteriormente, se logró definir la geometría total desde la salida de la cámara de combustión hasta la tobera de salida a partir de referencias bibliográficas que permitieron un desarrollo de la geometría cumpliendo con el parámetro de entregar el empuje entre el rango de 20 a 50 lbf.
- Se evidenció que para poder desarrollar el diseño completo de un pulsorreactor sin válvulas se deben tomar datos de geometrías existentes además de la patente original de Lockwood Hiller, logrando determinar parámetros geométricos que contribuyen al desarrollo de la geometría del pulsorreactor con las especificaciones planteadas en este proyecto de grado.

La aplicación de programas computacionales como CFD en el estudio del comportamiento de los pulsorreactores sin válvulas, es un campo que no ha sido explorado hasta el momento y es por esto que es relevante la obtención de estos resultados para análisis futuros y estudios que puedan permitir el diseño y la

construcción de este tipo de motores. Con base en el estudio desarrollado en este proyecto, se puede decir que los puntos de partida y la configuración de los casos analizados tanto en 2D como en 3D permitieron obtener los siguientes resultados:

- El análisis computacional desarrollado en CFD para la simulación de 2D, permitió observar y validar la configuración y el comportamiento del modelo seleccionado para este caso, evidenciando la fiabilidad del mismo para procesos de simulación similares al desarrollado.
- El análisis de las variables de presión velocidad y temperatura permitieron evidenciar una falencia en el cálculo del flujo del combustible, debido a que los valores obtenidos en la simulación fueron demasiado bajos con respecto a los esperados, indicando un problema en el proceso de combustión.
- El flujo másico de combustible fue el responsable de los resultados erróneos de la simulación (magnitud de flujo muy pequeño), mostrando como la masa de aire proveniente de la entrada del motor desplazo la baja cantidad de masa de combustible, impidiendo una mezcla a lo largo de la cámara de combustión. Dicho comportamiento provocó una ignición temprana del combustible, que rápidamente se disipo hasta volver a la condición inicial.
- En cuanto a la simulación de 3D es necesario desarrollar un estudio de malla, que permita validar los datos obtenidos en una próxima simulación. Así mismo se deben implementar ecuaciones preferiblemente de segundo grado, además de modelos más complejos como: el PISO, que ayuda a estabilizar el comportamiento de las variables a lo largo de la simulación, pues se evidenciaron demasiados problemas de divergencia.
- La comparación de los resultados obtenidos matemáticamente y computacionalmente evidencia que los datos resultantes en la simulación son erróneos y no sirven para validar el diseño de la geometría.

Teniendo en cuenta los resultados obtenidos en el estudio de la presente tesis, se pueden definir unos parámetros base para la operación del pulsorreactor, vitales para un futuro desarrollo y optimización del modelo; permitiendo mejorar rangos de operación y comportamiento del flujo en el motor. A futuro se puede llevar a cabo una simulación bajo el mismo modelo, verificando los valores de entrada de aire y combustible que permitan el desarrollo correcto de la combustión. Además de la implementación de solucionadores y ecuaciones más complejas que permitan estabilizar las variables de manera rápida en el momento de la simulación, minimizando el tiempo requerido para la convergencia de la solución. De igual manera es recomendable analizar diferentes ubicaciones para los inyectores de combustible, además de sistemas de difusión para el flujo de aire con el fin de obtener un desarrollo de la mezcla homogénea dentro de la cámara de combustión.

## BIBLIOGRAFÍA

- Alvarez, J.A. y Callejon, I., (2002). *Máquinas Térmicas Motoras*. Vol. 1. Barcelona, España: Edición de la Universitat Politècnica de Catalunya.
- Andreas Sunnhordvik. (2007). Recuperado de <http://pj-website.tripod.com/escopette/id9.html>
- Bennett, E. L., Graber D. A., y Lockwood R. M., (29 de Junio de 1967). *Pulse Jet Engine*. Los Angeles, Estados Unidos: Patente US3462955.
- Christen, H. R., (1975). *Química General*. 163. Barcelona, España: Reverté.
- Chung, T. J., (2010). *Computational Fluid Dynamics*. Nueva York, Estado Unidos: Cambridge University Press.
- Díez, V. S., (2007). *El motor de reacción y sus sistemas auxiliares*, 9. Madrid, España: Thomson Paraninfo.
- Fernandez, J. F., *Ciclo Brayton Turbinas a Gas*. Mendoza-Argentina: EDUTECNE- Editorial de la Universidad Tecnológica Nacional.
- Franchetti, J. F., (2010). *Inventos y Experimentos*. Recuperado de <http://www.inventosyexperimentos.com>
- Lefebvre, A. H., (1999). *Gas Turbine Combustion*, Second Edition. Philadelphia, United States: Taylor & Francis.
- Lujan, J.M., Serrano, J.R., Torregosa, A.H., Pastor, J.V., Payri, R., Broatch, J.A., Galindo, J.L, Arregle, J. (2002). *Procesos y Tecnología de Máquinas y motores térmicos*. Valencia, España: Universidad Politecnica de Valencia.
- Material Property Data, (2014). Recuperado de <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=ad15f52f69e549599f2be9b7020e1eeb>.
- Morcillo, A.D. (2000). *Métodos de mallado y algoritmos adaptativos en dos y tres dimensiones para la resolución de problemas electromagnéticos cerrados emdiante el método de los elementos finitos*. Valencia, España: Universidad Politécnica de Valencia.
- Nijboer, D. (2012). *Meteor I vs V1 Flying Bom*. Estados Unidos: Oxford Osprey Publishing.

- Prada, H.D., Sierra, C. y Ortiz, M., (2002). *Diseño y Construcción de un Pulsorreactor con su Banco de Prueba*, Tesis de pregrado no publicada, Universidad de San Buenaventura, Bogota, Colombia.
- Pulse Jet Engines, (2014). *How to make a Pulse Jet*. Recuperado de <http://www.pulsejetengines.com/how-to-make-a-pulse-jet/>.
- Pulsejets Website, (2005). *Das Verpuffungsstrahltriebwerk SNECMA 3340*. Recuperado de <http://pj-website.tripod.com/escopette/id9.html>
- Rajput, R. K., (2005). *Internal Combustion Engines*. Estados Unidos: Laxmi Publications.
- Ramos, J.R., (2013). *Determinación de los parámetros de operación unidimensionales de una cámara de combustión a volumen constante aplicada al motor GTD350*, Tesis de pregrado no publicada, Universidad de San Buenaventura, Bogotá, Colombia.
- Reynolds, J. y Kerr, C., (2010). *Valveless Pulsejet Engine*, Tesis de pregrado publicada, Polytechnic State University, San Luis Obispo, California, Estados Unidos.
- Hernández, R., Fernandez, C. y Baptista, P., (2012). *Metodología de la investigación*, Quinta Edición. México: McGraw Hill.
- Rolle, K. C., (2006). *Termodinámica*. México: Prentice Hall.
- Romaña, J. M., (2009). *Armas secretas de Hitler*. Madrid, España: Nowtilus.
- Scroggins, Zheng, Sayres, Cousineau, Turner, and Roberts., (2009). *Experimental and Numerical Investigation of Thrust Augmentation on a Micro Valveless pulsejet*. North Carolina State University, North Carolina, Estados Unidos.
- Shapiro, A. H., (1953). *The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow*. Massachusetts, Estados Unidos: John Wiley & Sons.
- Universidad de San Buenaventura, (2014). *Grupo de Investigación Green Energy GIMOC*. Recuperado de <http://www.usbbog.edu.co/gi/gimoc/index.php/es/>



## ANEXO 1. TIPOS DE PULSORREACTORES Y CARACTERÍSTICAS

### Argus (Pulsorreactor tamaño grande)

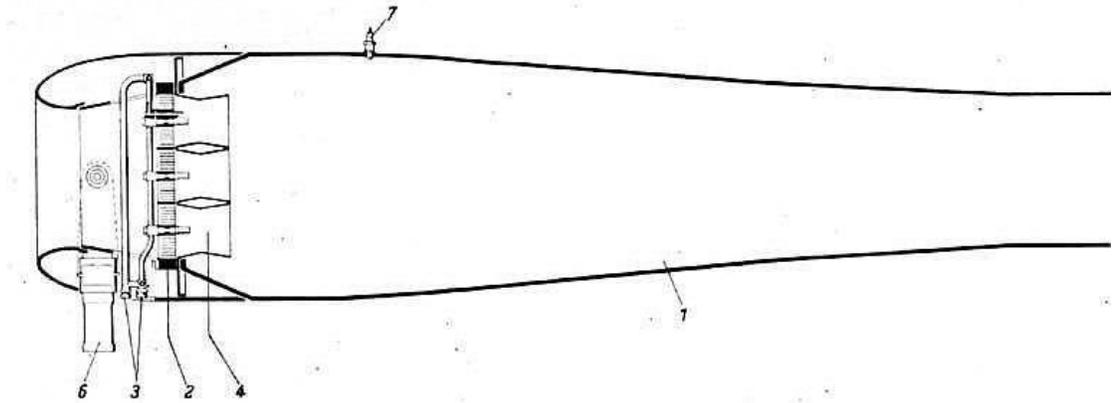


Figura 46. Pulsorreactor Argus tamaño grande.

Empuje estático aproximado. 500 Libras, 210 kg

Empuje de vuelo aproximado. 750 Libras, 320 kg

Longitud: 137,4 pulgadas 349 cm

Ancho: 22,4 pulgadas, 57 cm

Combustible: combustible de bajo nivel de octanaje (Low octane fuel.)

Ángulo: 12 grados.

### Thermojet Style Valveless de 3 Libras de empuje.

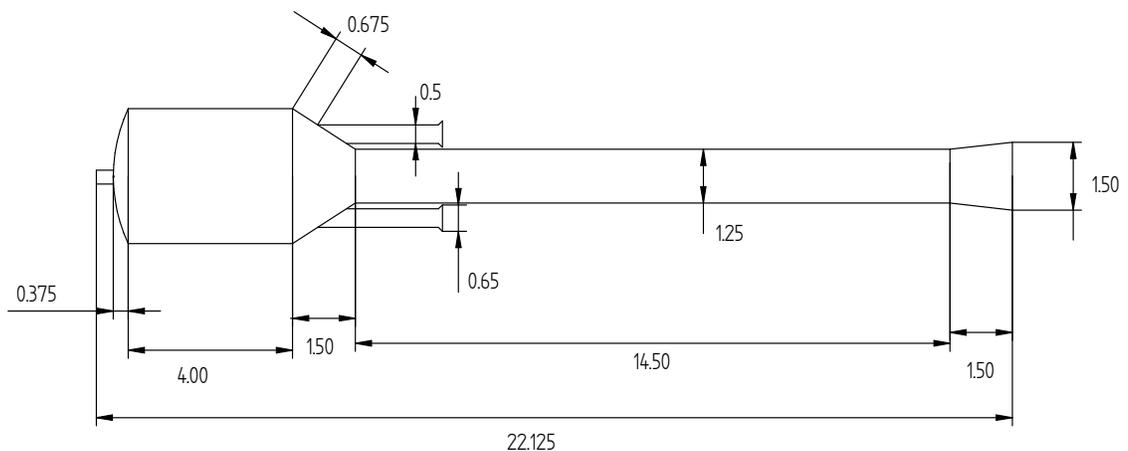


Figura 47. Pulsorreactor de 3 lbf de empuje (unidades en in).



## Dimensiones de Pulsorreactores requeridas para empujes de 2, 4 y 5 Libras de empuje

Combustible aproximado de 26 litros/minuto

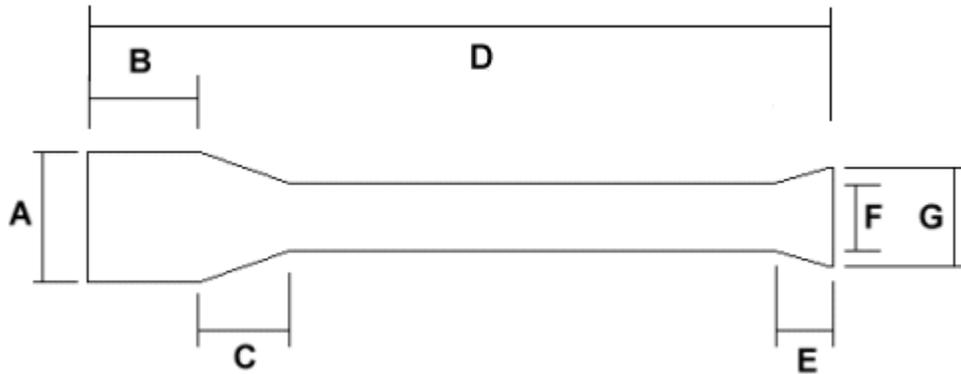


Figura 50. Dimensiones para motor de 2, 4 y 5 lbf de empuje.

### Dimensiones para un motor de 2 libras de empuje estático

A = 2,13 pulgadas.

B = 1,23 pulgadas.

C = 2,91 pulgadas.

D = 17,21 pulgadas.

E = 0,97 pulgadas.

F = 1,08 pulgadas.

G = 1,42 pulgadas.

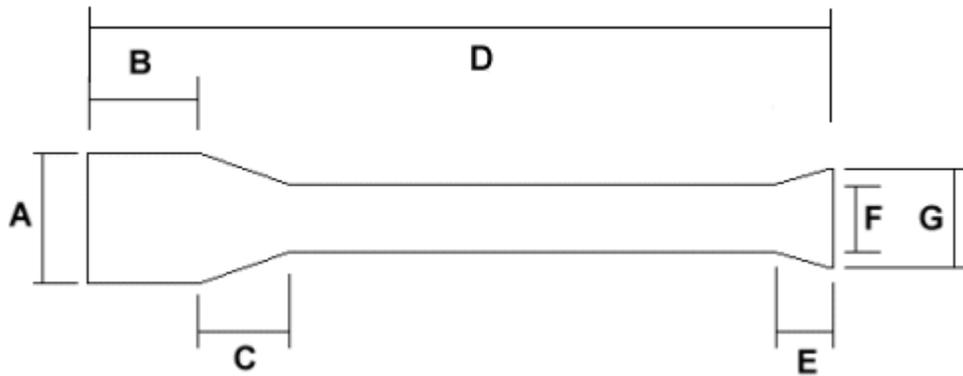


Figura 51. Dimensiones de motor de 2 libras de empuje.

### Válvulas de pétalo recomendadas

Número de agujeros = 10

D1 (diámetro de agujeros) = 0,24 pulgadas

R1 (radio de los agujeros de las válvulas = 0,83 pulgadas

Valve plate, 6061 aluminum

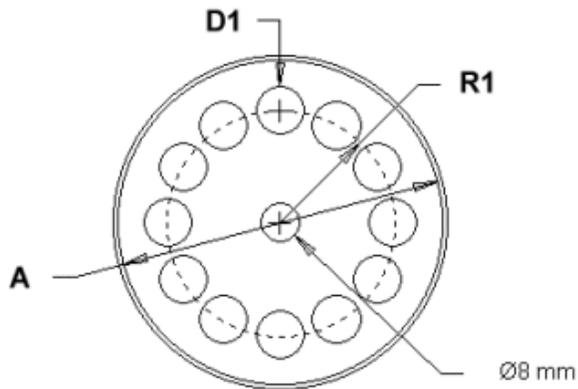


Figura 52. Tamaño de las válvulas de pétalo para motor de 2 libras de empuje.

### Dimensiones para un motor de 4 libras de empuje

A = 2,54 pulgadas

B = 2,44 pulgadas

C = 3,49 pulgadas

D = 24,34 pulgadas

E = 1,37 pulgadas

F = 1,52 pulgadas

G = 2,00 pulgadas

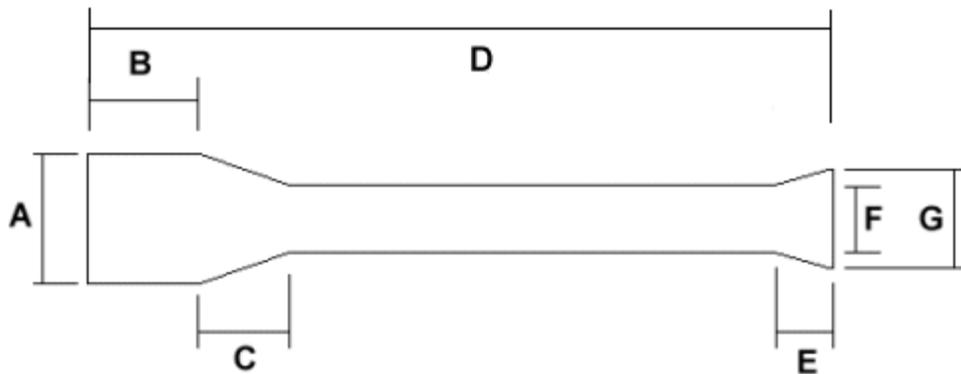


Figura 53. Dimensiones motor de 4 libras de empuje.

### Válvulas de pétalo recomendadas:

Número de agujeros = 10

D1 (diámetro de agujeros) = 0,32 pulgadas

R1 (radio de los agujeros de pétalo = 0,95 pulgada

### Valve plate, 6061 aluminum

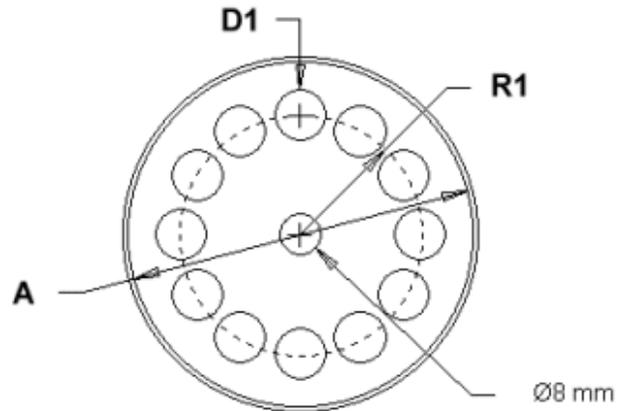


Figura 54. Tamaño de las válvulas de pétalo para motor de 4 libras de empuje.

### Dimensiones para un motor de 5 libras de empuje

A = 2,70 pulgadas

B = 2,65 pulgadas

C = 3,70 pulgadas

D = 23,82 pulgadas

E = 1,53 pulgadas

F = 1,70 pulgadas

G = 2,24 pulgadas.

### Pétalos recomendados para las válvulas

Numero de agujeros = 10

D1 (diámetro de agujero) = 0,35 pulgadas

R1 (radio del agujero de la válvula = 1,00 pulgadas

Valve plate, 6061 aluminum

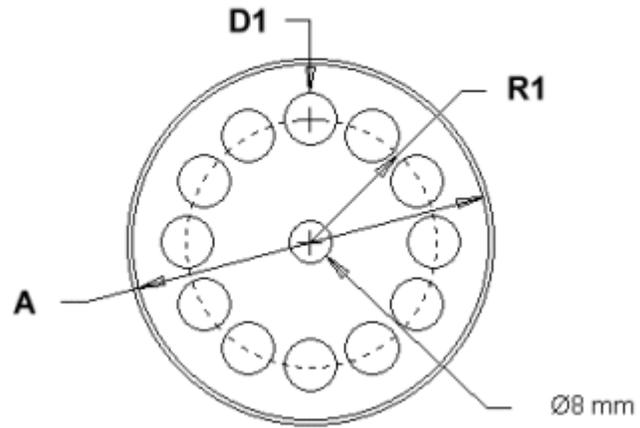


Figura 55. Tamaño de las válvulas de pétalo para motor de 5 libras de empuje.



## **ANEXO 2. PLANO DEL PULSORREACTOR**