

CÁMARA DE COMBUSTIÓN PARA UNA MICROTURBINA

Carlos Rodolfo Díaz Díaz, Dr. Juan Carlos Jauregui Correa
Centro de Tecnología Avanzada, CIATEQ A.C.
Av. Manantiales No. 23-A, Parq. Ind. Bernardo Quintana, C.P. 76245, El Marqués, Qro., México
Teléfono (442) 196 1500 ext. 4227. Fax: (442) 196 1500 ext.: 4105
carlos.diaz@ciateq.mx, jcjaur@ciateq.mx

RESUMEN

El presente trabajo muestra las bases de diseño para una cámara de combustión de una “microturbina” de gas (con potencia de 100kW), el cual trabaja bajo el concepto de flujo en remolino. Esta cámara tiene la diferencia con respecto a las cámaras típicas que tiene una forma de construcción más simple, por lo que se presume ser menos costosa en su fabricación. En este trabajo se muestran análisis de comparación entre una cámara típica tipo aeroderivada (de flujo axial), y la cámara de remolino, aquí propuesta. El análisis de comparación consiste en simulaciones numéricas hechas en el programa de ANSYS-FLOTRAN-CFD y ANSYS-CFX en condiciones de diseño bajo un marco teórico.

ABSTRACT

This work shows the basis for the design of combustion chambers for “micro” gasturbines (up to 100kW), which its concept is the swirl flow. The feature of this combustion chamber is that has a simpler geometry than the typical combustors (with axial flow), which may be in a lower costs for manufacturing. This work shows the comparison analysis between the typical concept and the proposed concept. The comparison analysis consist in numerical simulations with the FEA software (ANSYS-FLOTRAN-CFD) under design conditions and teorical frame, which is applied for the design of any Combustion Chamber.

1. INTRODUCCIÓN:

Las turbinas han trabajado con los combustibles tradicionales que generalmente son el diesel, kerosena, turbosina y gas natural. Sin embargo estos combustibles están en vías de desaparecer y por consiguiente el uso de estas máquinas para la generación de potencia. El desarrollo de nuevas turbinas que trabajen con otro tipo de combustibles alternativos, como el alcohol, bio-diesel, Gas LP y que pueda aún seguir usando los combustibles tradicionales hará a las turbinas más viables para diferentes usuarios.

Con estos combustibles la turbina puede ser viable para varios consumidores: Ingenios de Azúcar, Plataformas, Refinerías, Industria petroquímica, centros comerciales, constructoras, etc.

En México la producción y reparación de cámaras de combustión es casi nula, y solo se limita a la reparación de algunas cámaras de combustión.

Sin embargo, la construcción de una cámara de combustión debido a los requisitos que más adelante se detallan hace que sus piezas sean costosas para su fabricación.

Como ejemplo una cámara de combustión de lata típica de una turbina de gas puede alcanzar precios de hasta \$2 millones de pesos, y más aun las que son aeroderivadas.

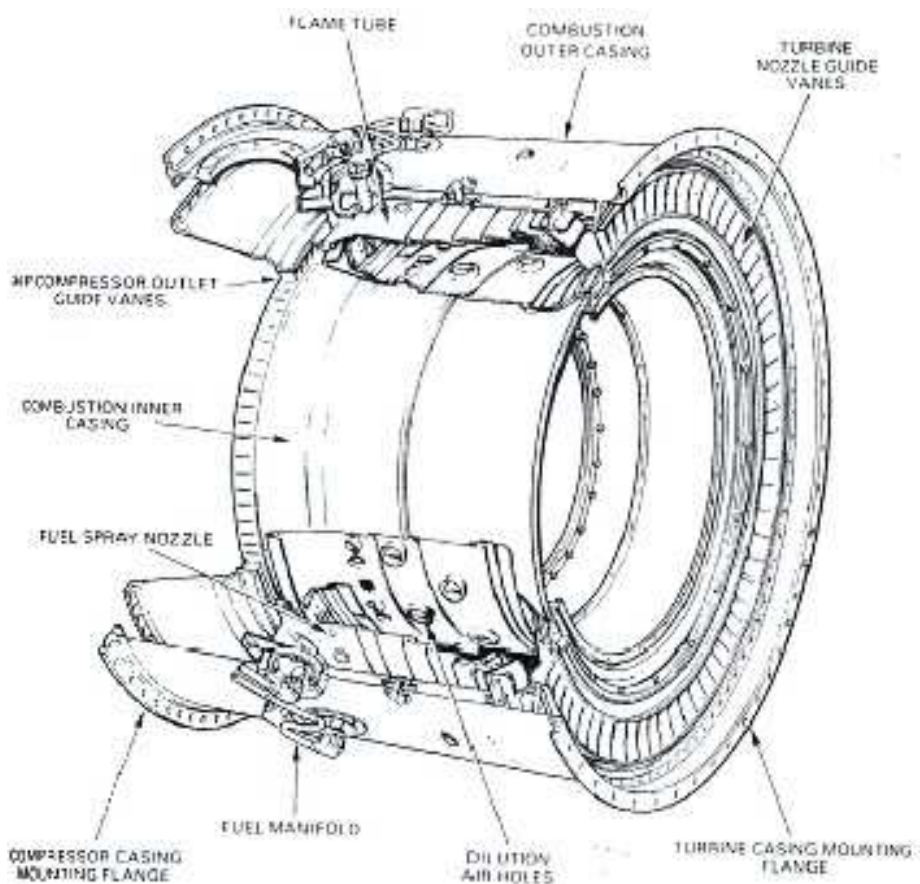


Figura 1. Cámara anular aeroderivada de un turborreactor Rolls Royce RB211.

Una de las razones es que para la construcción de una cámara convencional generalmente requiere de una superficie intermedia de metal, el cual estará expuesta a altas temperaturas que pueden llegar hasta los 2000°C, entonces su material debe ser muy resistente al calor, sin embargo también esta superficie generalmente es delgada, por lo que su construcción requiere de técnicas como la pulvimetalurgia, soldadura por difusión, tratamientos térmicos, etc. Que encarecen su construcción.

Como alternativa a esta solución en el presente trabajo se presenta el Diseño Conceptual de una Cámara de Combustión para una Microturbina de 100 kW como máximo, que podría resultar más barato en su construcción que una cámara tradicional.

Para este ejercicio el diseño parte de una supuesta microturbina con una eficiencia aerodinámica igual que la de un turbocargador diesel marca Garret de Honeywell A/R de 0.50.

El turbocargador es usualmente usado para incrementar la potencia del motor de combustión interna incrementando la masa de aire, logrando una combustión más completa y por consiguiente mayor potencia.

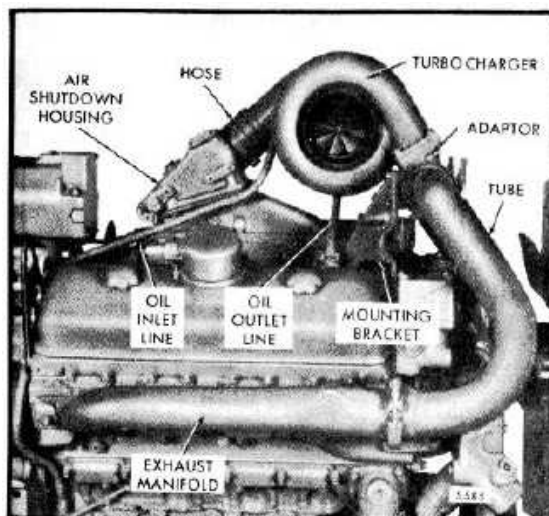


Figura 2. El turbocargador comprende de un compresor centrífugo y una turbina centrífuga, por lo que sus succiones y descargas son perpendiculares entre si.



Figura 3. Turbocargador GT3571

2. OBJETIVO DE DISEÑO:

Demostrar el funcionamiento de un nuevo diseño de cámara para micro turbina de hasta 100kW partiendo de un turbocargador comercial.

3. MARCO TEÓRICO

Para partir de una referencia se hizo la búsqueda de información acerca del diseño de cámaras de combustión para turbinas de gas. En realidad la teoría es bastante amplia y hay mucho campo de acción. En este trabajo nos enfocaremos a identificar los puntos y requerimientos importantes del diseño de una cámara y su comprobación teórica basados en simulaciones numéricas hechas con Paquetes de simulación en Fluido Finito (CFD).

Por lo general una cámara de combustión comprende de 5 partes: Difusor, Zona Intermedia, Zona de Dilución, Boquilla de inyección de combustible y una Carcasa Hermética. En la figura 6 a se muestra la forma más simple posible de una cámara de combustión, un ducto recto conectando al compresor con la turbina. Desafortunadamente, esta forma es impráctica porque la pérdida de presión incurrida podría ser excesiva. La pérdida de presión principal debida a la combustión es proporcional al cuadrado de la velocidad del aire y, para las velocidades de salida del compresor en el orden de 170 m/s, esta pérdida puede incrementarse hasta casi una tercera parte de la presión alcanzada por el compresor. Para reducir esta pérdida de presión a un nivel aceptable, se usa un difusor, el cual baja la velocidad con un factor de alrededor de 5, como se muestra en la figura 6b. Teniendo el difusor se logra crear un flujo en reversa, el cual permite tener una zona de baja

velocidad en el que se puede anclar la flama. En la figura 6c, se muestra como se puede acoplar un baffle plano para asegurar el contra flujo. El único defecto en este arreglo es que para alcanzar la temperatura deseada se eleva la relación de aire/combustible alrededor de 30 a 40, lo cual bien queda fuera de los límites de flamabilidad para mezclas de hidrocarburos y aire. Idealmente la relación de aire combustible en la zona primaria de combustión debe ser alrededor de 18, aunque valores mayores (alrededor de 24) son algunas veces preferibles para producir bajas emisiones de óxidos nitrosos (NOx). Para solucionar este problema de combustión la combustión se sostiene por una recirculación del flujo de gases de combustión que provee una fuente continua de ignición para la mezcla de combustible-aire. El aire no requerido por la combustión es admitido más adelante de la zona de combustión para mezclarse con los gases calientes de combustión y por lo tanto reducir su temperatura a un nivel aceptable para la turbina.

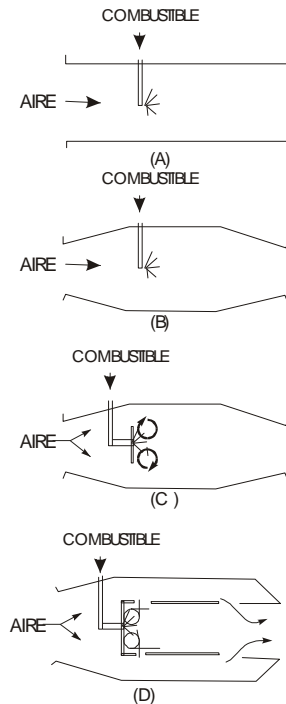


Figura 4. Formas iniciales de las cámaras de combustión.

En todas las figuras del 4, se muestra el desarrollo lógico de la cámara de combustión convencional para turbinas de gas en las más variadas formas. Como se podría esperar, existen muchas variaciones del patrón básico, en la figura 4d se muestra un tipo de variación, pero en general, todas las cámaras incorporan una carcasa de aire, un difusor, un liner, y un inyector de combustible como los componentes importantes.

La elección por un tipo en particular y proyección de la cámara de combustión esta determinada principalmente por las especificaciones de la turbina, pero también esta fuertemente influenciado por el deseo de ocupar el espacio disponible lo más efectivo posible. En turbinas de avión grandes la cámara es casi invariablemente de flujo directo, en donde el aire fluye en dirección paralela al eje de la cámara. Para turbinas pequeñas, las cámaras con contra flujo anular utiliza una unidad más compacta y permite acercar el acoplamiento entre el compresor y la turbina. En la mayoría de las cámaras el combustible es inyectado en la zona de quemado en forma de rocío bien atomizado, obtenido ya sea forzándolo a pasar a través de un fino orificio bajo presión, o utilizando diferencial de presión a través de las paredes del liner para crear un flujo de aire de alta velocidad que separa al combustible en pequeñas gotas antes de transportarlo a la zona primaria de combustión.

4. REQUERIMIENTOS DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN

Una cámara de combustión debe satisfacer un amplio rango de requerimientos cuya relativa importancia varía dependiendo del tipo de turbina. Sin embargo, los requerimientos básicos de todas las cámaras de combustión pueden listarse de la siguiente forma:

1. Alta eficiencia de combustión (p.e., el combustible debe ser completamente quemado para que toda su energía química sea liberada como calor).
2. Una ignición confiable y suave, tanto en tierra (especialmente en ambiente con muy baja temperatura) y, en el caso de los aviones, después de una llamada a alta altitud.
3. Amplios límites de estabilidad (p.e., la flama debe estar estable en un amplio rango de presiones y relación aire/combustible).
4. Baja pérdida de presión.
5. Una distribución de temperatura a la salida (factor de patrón) que sea uniforme para maximizar la vida de los alabes y toberas de la turbina.
6. Bajas emisiones de humo y gases contaminantes.
7. Libre de pulsaciones y otras manifestaciones de inestabilidad inducida por la combustión.
8. Tamaño y forma compatible con el espacio en la turbina.
9. Diseño para un costo mínimo y facilidad de construcción.
10. Diseño para mantenimiento.
11. Durabilidad.
12. Compatibilidad con varios combustibles.

4.1 Difusor

Dentro de los requerimientos de las cámaras de combustión está la necesidad de minimizar la pérdida de presión por la combustión, ΔP_{3-4} . Parte de esta pérdida de presión es generada simplemente por hacer pasar el aire a través de la cámara, $\Delta P_{\text{frío}}$, y el resto de la pérdida es la pérdida principal debido a la adición de calor a una corriente de alta velocidad, ΔP_{cal} . De esto tenemos que:

$$\Delta P_{3-4} = \Delta P_{\text{frío}} + \Delta P_{\text{cal}}$$

La pérdida de presión fría representa la suma de las pérdidas presentes en el difusor y el liner. Desde el punto de vista del rendimiento de la turbina, la diferencia entre la pérdida de presión y la pérdida de presión del liner es imperceptible. Sin embargo, desde el punto de vista de la combustión es importante debido a que la pérdida de presión en el difusor es pérdida total, mientras que la pérdida de presión a través del liner se manifiesta como turbulencia, que es muy beneficiosa para la combustión como para la mezcla. Entonces, una cámara de combustión ideal podría ser uno en el que el diferencial de la pérdida de presión del liner representara toda la pérdida de presión fría, sin pérdida de presión en el difusor. Los valores típicos de la pérdida de presión fría en las cámaras modernas están entre el 2.5 al 5 por ciento de la presión de entrada a la cámara.

La pérdida de presión principal que ocurre cuando el calor es añadido a un flujo de gas, está dada por la siguiente expresión en donde T3 es la temperatura de entrada y T4 es la temperatura de salida.

$$\Delta P_{\text{cal}} = 0.5 \rho U^2 [T4/T3 - 1]$$

La razón del difusor es reducir la velocidad de entrada que viene del compresor a un valor en el que la pérdida de presión en la cámara sea tolerable. La función del difusor no es solo reducir la velocidad del aire a la entrada de la cámara, sino también recuperar tanto de la presión dinámica como sea posible, y dejar al liner con un suave y estable flujo. Hasta hace poco existían dos filosofías distintas en el diseño del difusor; ambas son ilustradas en la Figura 5. Una es para emplear un difusor relativamente largo y aerodinámico para alcanzar una máxima recuperación de la presión dinámica. La primera sección del difusor está localizada sobre o cerca de la salida del compresor. Su propósito es reducir la velocidad, usualmente alrededor del 35 por ciento, antes que el aire alcance la nariz, el punto donde se divide y fluye en tres diferentes pasajes de difusión. Dos de esos pasajes llevan el aire al anillo del liner interno y externo en proporciones mas o menos iguales. El pasaje central del difusor descarga el resto del aire en una región de domo que provee aire para la atomización y enfriamiento del mismo domo.

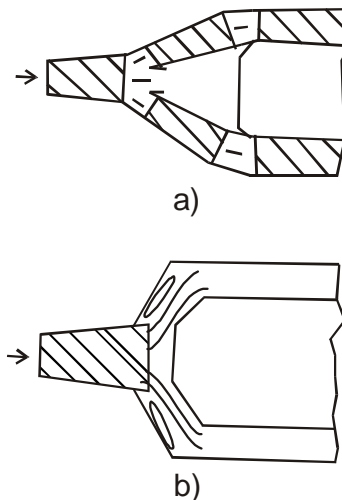


Figura 5. Tipos de Difusores, a) tipo aerodinámico, b) tipo canasta o dump.

La otra filosofía de diseño es el llamado difusor “dump” o “step”. Éste consiste en un difusor convencional corto en el que la velocidad del aire es reducida a casi la mitad de su valor inicial. La salida del aire es entonces “tirado” y dejado para dividirse entre aire para el anillo interior o para el exterior y para el domo.

Ambos tipos de difusor han sido ampliamente empleados en cámaras de turbinas aéreas. Las cámaras tipo “dump” son generalmente preferidas debido a su alta tolerancia a las variaciones en el perfil de velocidades y las dimensiones de la estructura. Así, cuando la mayoría de las cámaras anulares Rolls Royce han sido cámaras tipo aerodinámicas, el último diseño anular para la turbina Trent cuenta con un difusor tipo “dump”.

4.2 Zona Primaria

La principal función de la zona primaria es anclar la flama y dar tiempo suficiente, temperatura y turbulencia para alcanzar una combustión esencialmente completa de la mezcla de entrada aire – combustible. Muchos tipos diferentes de patrones son empleados, pero una cualidad que es común para todos es la creación de un flujo toroidal en reversa que entra y recircula una porción de los gases calientes de combustión para proveer una ignición continua al aire y combustible de entrada. Algunas cámaras iniciales usaron remolinados de aire para crear el flujo toroidal, y otros que no tenían los remolinados y hacían pasar únicamente aire a través de agujeros en la pared del liner corriente arriba. Ambos métodos son capaces de generar recirculación de flujo en la zona primaria.

Una contribución importante a la aerodinámica de la zona primaria fue hecha por el grupo de combustión Lucas en sus diseños de cámaras para la Whittle W2B y la Welland. Los patrones básicos del concepto de Lucas están ilustrados en la Figura 6. Note que el aire en remolino y el chorro de aire son usados para producir un flujo reversible deseado. Es de notarse que ambos diseños son capaces de crear la recirculación y el flujo en reversa para anclar la flama, pero para propósitos de optimización, una combinación de ellos es lo más idóneo ya que tanto el remolino como los agujeros en el liner se complementan para la tener una flama estable que puede tener límites de estabilidad amplios, buena ejecución de ignición, y se libra de las inestabilidades del flujo que generalmente crean pulsaciones y ruido. El concepto de Lucas utiliza esta combinación y ha sido usado en muchas turbinas Británicas, incluyendo el Nene, Derwent, Proteus, Dart, Avon, Conway y Tyne de Rolls Royce.

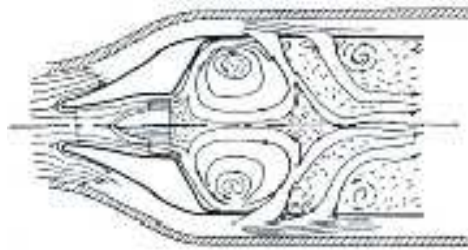


Figura 6. Zona primaria de Lucas.

4.3 Zona Intermedia

Si la temperatura de la zona primaria es más alta de los 2000 K, reacciones de disociación se presentarán resultando en concentraciones significativas de CO y H₂ en los gases de salida. Si los gases pasan directamente a la zona de dilución y rápidamente enfriado con la adición de grandes cantidades de aire frío, la composición del gas podría “congelarse”, y el CO, que es contaminante y una fuente de ineficiencia de combustión, podrían ser descargadas de la cámara sin quemarse. Sin embargo, bajando la temperatura a un nivel intermedio añadiendo pequeñas cantidades de aire provocaría que se consumieran los gases contaminantes, CO y hidrocarburos no quemados aún. Esta zona ha ido desapareciendo de los diseños de cámaras ya que la demanda por relaciones de presión y temperatura cada vez mayores para turbinas con más potencia, habían hecho que la cantidad de aire para esta zona desapareciera. Sin embargo, las normas ambientales cada vez más restrictivas y las nuevas técnicas de enfriamiento de paredes del liner podrían volver a tener aire disponible para esta zona.

4.4 Zona de Dilución

La función de la zona de dilución es admitir el aire remanente después de la combustión y del enfriamiento de paredes, también es proveer una corriente de salida con una distribución de temperatura que sea aceptable para la turbina. Esta distribución de temperatura esta usualmente descrita en términos de “factor de patrón” o “calidad transversal de temperatura”.

La cantidad de aire disponible para la dilución es usualmente de entre 20 y 40 por ciento del flujo total de aire en la cámara.

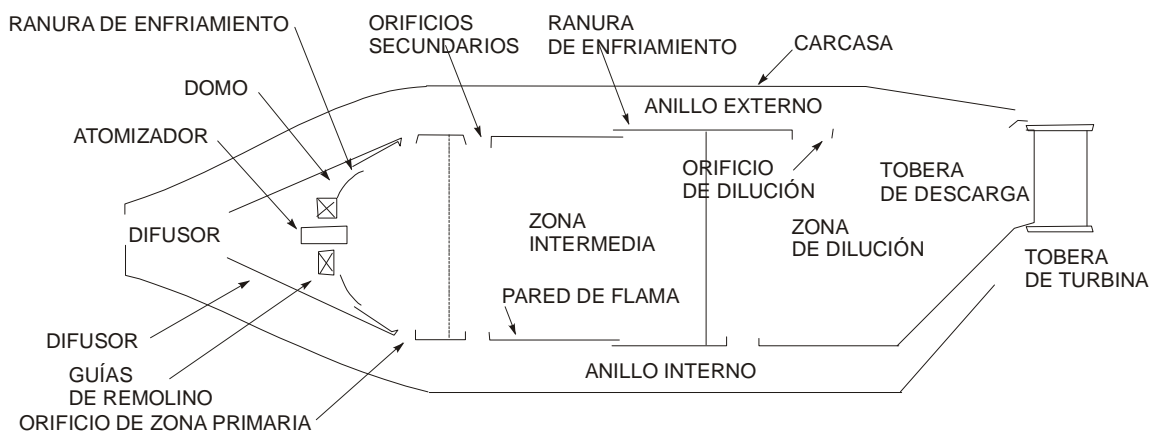


Figura 7. Secciones principales de la cámara de combustión.

5. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

Las condiciones con las que debe trabajar la cámara de combustión en este caso, son con la presión y flujo que tiene el turbocargador:

ANÁLISIS TERMODINÁMICO

Ciclo termodinámico de la turbina de gas:

Ciclo Brayton

El ciclo Brayton se desarrolla en el plano de temperatura – entropía (T-s) y en la zona gaseosa del aire, a diferencia del ciclo Rankine que se desarrolla en la zona de transición entre vapor y líquido del agua.

El ciclo Brayton está definido por el siguiente diagrama:

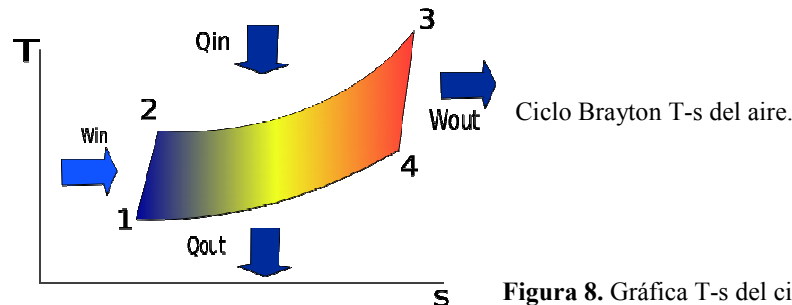


Figura 8. Gráfica T-s del ciclo brayton.

El aire entra al compresor a condiciones atmosféricas en el punto 1 de la gráfica después es comprimido hasta el punto 2 (en esta posición también gana temperatura) después se le inyecta calor Q_{in} hasta el punto 3 manteniendo la misma presión, pero ganando entropía s , lo que se traduce en energía acumulada la cual es descargada en la etapa de turbina la cual genera el trabajo necesario para mover el compresor W_{in} y sacar otro trabajo extra W_{out} . En este punto 4 el aire todavía contiene energía acumulada por lo cual se pretende que este punto caiga lo más posible para lograr aprovechar la mayor cantidad de trabajo.

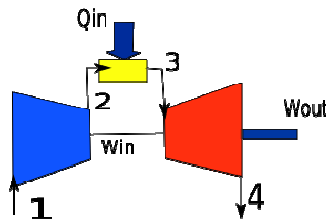


Figura 9. Esquema de una turbina de gas.

En la turbina el proceso termodinámico se representaría en el diagrama anterior. El trapecio azul representa el compresor de aire el cuadro amarillo, la cámara de combustión y el trapecio rojo la turbina.

El punto 4 es el escape de la turbina donde salen los gases de combustión.

La siguiente ecuación resume la potencia obtenida por la flecha de la turbina, de acuerdo al análisis termodinámico

$$\dot{W} = m \dot{V} [(h_4 - h_3) - (h_2 - h_1)]$$

de donde sacamos la siguiente información:

De las condiciones iniciales del aire en la posición 1:

$P1 = 1 \text{ atm} = 100 \text{ kPa}$
 $T1 = 23^\circ\text{C} = 300 \text{ K}$

de aquí su presión equivalente $Pr1 = 1.386$ lo cual equivale a una entalpía $h1 = 300.19 \text{ kJ/kg}$

Posición 2:

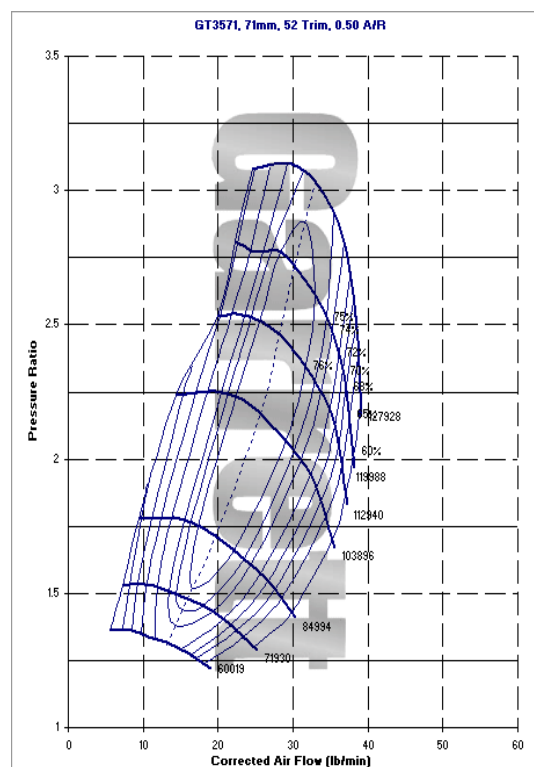


Figura 10. Gráfica de la presión entregada por la cantidad de aire a cierta velocidad del compresor del turbocargador.

De este diagrama se señala que la presión que entrega el compresor de la turbina es de 3 veces la atmosférica:

$P2 = 3 \text{ atm} = 300 \text{ kPa}$
 $T2 = 300 \text{ K}$

esta presión corresponde a una presión equivalente

$$Pr_2 = (P_2/P_1)Pr_1 = (3)1.386 = 4.158 \approx 4.153$$

Pr2 equivale a una entalpía $h_2 = 411.12$ kJ/kg

sustituyendo estos datos en la ecuación de potencia:

$$\dot{W} = \dot{m}[(h_4 - h_3) - (h_2 - h_1)]$$

La potencia deseada es de 100,000 Watts. y la cantidad de aire es de 30 lb/min = 0.2268 kg/s

$$100000 = 0.2268[(h_4 - h_3) - (411.12 - 300.19)]$$

del cual se obtiene la cantidad de 441.038 kJ/kg

que es la energía necesaria que debe ser entregada por la combustión.

Esta energía será calculada por el análisis estequiométrico de combustión.

ANÁLISIS ESTEQUIOMÉTRICO DE COMBUSTIÓN

CONCEPTOS BÁSICOS:

El análisis estequiométrico o también conocido como análisis termoquímico ayuda a encontrar la energía desarrollada por las reacciones químicas y de combustión.

Los diferentes combustibles usados en este diseño son:

Combustible	Fórmula	ΔH° (kJ/kg) a 298K de temp.
Metano (g) (Gas Natural)	CH ₄	55,684.4375
Propano (g) (Gas LP)	C ₃ H ₈	50,489
n-Butano (g) (Gas LP)	C ₄ H ₁₀	49,662.672
Etanol (l) (Alcohol etílico)	C ₂ H ₅ OH	29,735.3913
Cetano (l) (diesel)	C ₁₆ H ₃₂	44,891.8
Octano (l) (Gasolina)	C ₈ H ₁₆	47,450.4

Para generar 100kW se requiere 441.038 kJ/kg:

Combustible	Fórmula	g/s
Metano (g) (Gas Natural)	CH ₄	7.92
Propano (g) (Gas LP)	C ₃ H ₈	8.735
n-Butano (g) (Gas LP)	C ₄ H ₁₀	8.88
Etanol (l) (Alcohol etílico)	C ₂ H ₅ OH	14.832
Cetano (l) (diesel)	C ₁₆ H ₃₂	9.83
Octano (l) (Gasolina)	C ₈ H ₁₆	9.294

Teniendo estos datos podremos sacar en base a las relaciones estequiométricas la cantidad de aire que se requiere para poder realizar esta combustión:

Combustible	Fórmula	Cantidad de aire (g/s) Considerando un 21% de O ₂
Metano (g) (Gas Natural)	CH ₄	75.428
Propano (g) (Gas LP)	C ₃ H ₈	207.976
n-Butano (g) (Gas LP)	C ₄ H ₁₀	296
Etanol (l) (Alcohol etílico)	C ₂ H ₅ OH	423.7714
Cetano (l) (diesel)	C ₁₆ H ₃₂	1123.428
Octano (l) (Gasolina)	C ₈ H ₁₆	531.0857

De esta manera se estima que solo el Metano y el Propano son capaces de desarrollar una combustión completa y entregar los 441.038 kJ de energía para producir los 100kW, debido a que el límite de entrega de aire por parte del compresor del turbo cargador, visto en la sección anterior es de 226.8 g/s.

6. HIPÓTESIS

Tomando en cuenta el Marco Teórico y los requerimientos de una cámara de combustión señalados en los puntos 3 y 4, es posible crear combustión en flujo continuo a través de un cuerpo cilíndrico creando un flujo centrífugo.

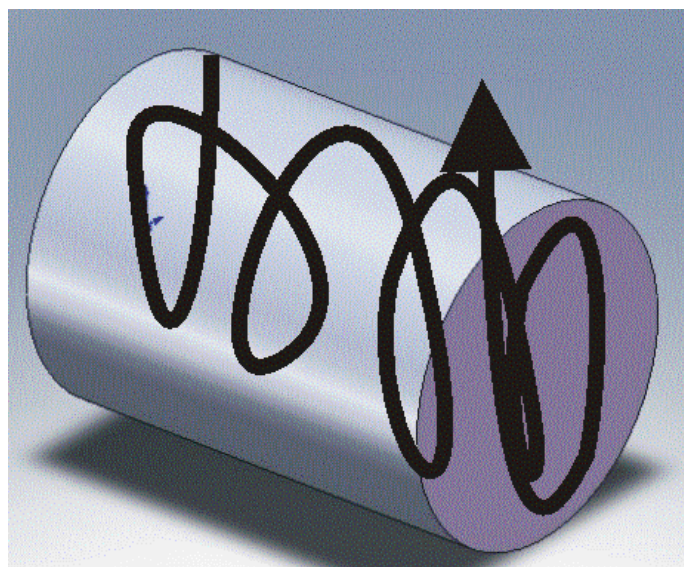


Figura 11. Flujo centrífugo del aire a través del cilindro que vendría siendo la cámara de combustión.

Esta forma de cámara si es demostrada su operación, tendría un impacto en el diseño de cámaras de combustión para turbinas pequeñas, ya que representa una alternativa más barata que las cámaras tradicionales que son de flujo paralelo al eje de la turbina.

Por otra parte este tipo de cámara, se adapta mejor a la configuración de salidas y entradas del turbo cargador que tiene sus tomas en a 90° con respecto al eje del rotor, y en una misma zona, por lo que adoptaría más fácilmente las tomas para la cámara.

Para empezar a diseñar este tipo de cámaras hay que tomar en cuenta las cantidades de masa de aire y combustible de que es capaz el compresor del turbocargador de entregar. En este caso son 221 g/s de aire a 300 atm.

Tomando en cuenta los requerimientos de las cámaras visto en el punto 4 tenemos que:

Zona de Difusión:

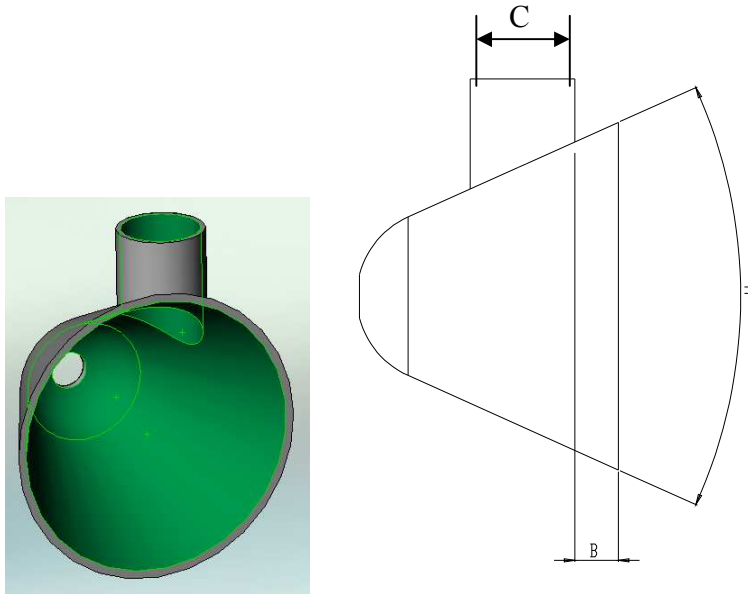


Figura 12. Zona de Difusión.

Se crea una difusión de flujo a través de la apertura de área desde el tubo C de entrada al cono de inicio. El cono además obliga al flujo a continuar su flujo hacia la parte más ancha A del cono y por lo tanto hacia la siguiente zona de la cámara.

La cantidad de presión en esta zona debe ser alrededor del 2 al 5% de la presión de entrada

Zona Primaria:

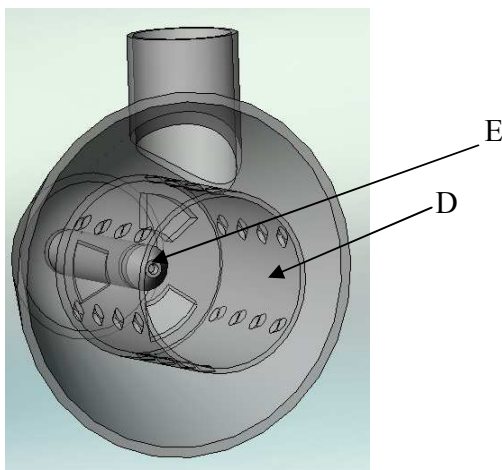


Figura 13. La función de la zona primaria de la cámara es el anclaje de la flama.

Como se muestra en la Figura 12, se muestra que esta zona permite el anclaje ya que la flama se protege de algún arrastramiento por el flujo de aire por medio de una canastilla D, en donde se encuentra la boquilla de combustible E y en donde solo se deja pasar una parte del aire que viene del tubo C, que por lo general es del 10 al 18% del flujo. Además la ubicación del tubo de entra C con respecto al cono el cual esta con su arista izquierda pasando por la tangente del cono como se muestra en la sección AA de la figura 18, le permite crear la una turbulencia de forma centrífuga lo que en teoría debería mucho menos energía que en una cámara tradicional la cual fuerza al flujo a pasar a través de pequeños orificios los cuales provocan la turbulencia y la reducción de velocidad. A diferencia de la cámara tradicional, esta cámara no requiere golpear el flujo de aire para poder crear la turbulencia, por lo que se presume una menor pérdida de presión por este concepto.

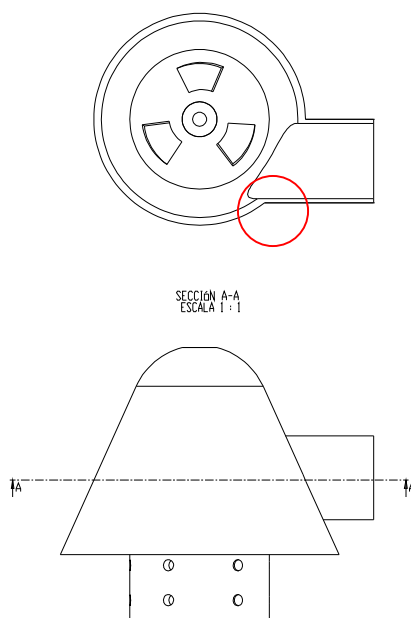


Figura 14. Con la ubicación del tubo de entrada se permite hacer un flujo centrífugo.

Zona Intermedia:

Aunque en algunos casos esta zona no es requerida para poder aumentar la potencia de la cámara, en este caso es necesario para poder realizar dos funciones:

- a) Completar la combustión haciendo que toda la cantidad de aire se mezcle con el combustible.
- b) Uniformizar la temperatura de los gases de combustión.

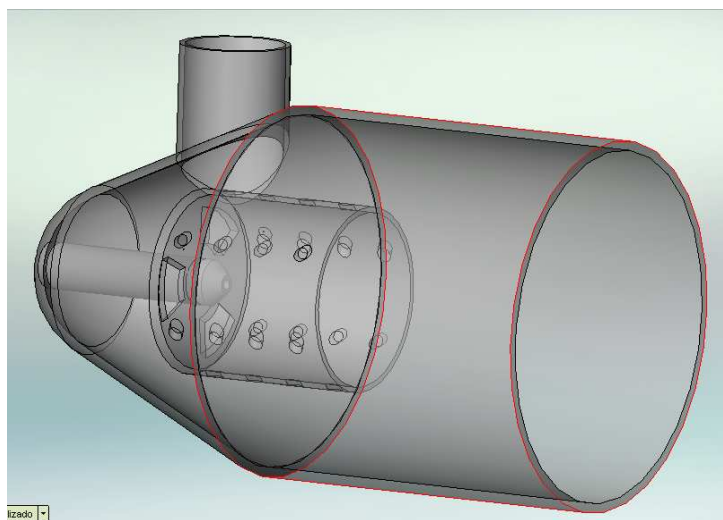


Figura 15. La zona intermedia es tan solo un cilindro por donde se hará pasar el flujo de gases de combustión.

Zona de Dilución:

En realidad la zona de dilución en este caso empieza desde el cilindro intermedio, el cual es otra función de esta parte, ya que uniformiza la mayor parte de los gases de la combustión, sin embargo ya que el flujo sigue en el sentido centrífugo, y debido a que la toma de entrada a la turbina del turbocargador es un por un solo punto como se ve en la figura 2, entonces el flujo se debe tomar en un modo centrífugo, haciendo una ranura circular de medio círculo como se señala en la figura 14, siendo que esta ranura se va haciendo cada vez más profunda hasta lograr sacar todo el flujo a través del tubo de escape de la cámara. Otra particularidad de esta zona es que el tubo resulta tener un diámetro menor que el tubo de entrada de la cámara provocando la aceleración del flujo y recuperando cualquier presión que se haya perdido en el proceso de combustión.

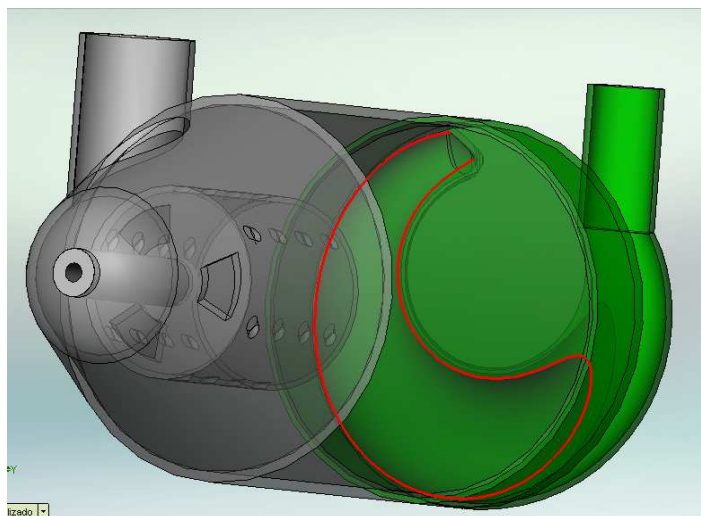


Figura 16. Zona de Dilución

7. DESARROLLO DEL PROBLEMA

Se colocó el modelo de la cámara en un paquete de simulación de fluidos para descubrir si cumple con los reglamentos que pide la teoría para el diseño de las cámaras de combustión.

El modelo fue simulado con los siguientes datos:

Tipo de simulación	Simulación con Volumen finito
Programa de simulación	ANSYS CFX
Materia del fluido	Mezcla de combustión: Aire a 25°C con O ₂ al 21% de concentración y CH ₄ (metano)
Condiciones de aire en A	298K y a 300kPa
Condiciones de Metano en B	298K y a 320kPa
Condiciones en escape en C	0kPa
Estadística de mallado	
Tipo de solución	Estado estable con transferencia de calor por radiación
Modelo de combustión	Disipación de Eddy con modelo de coeficiente tipo B en 0.1
Modelo de turbulencia	k-e
Modelo de radiación	P1 que trata a las paredes como opacas y difusas

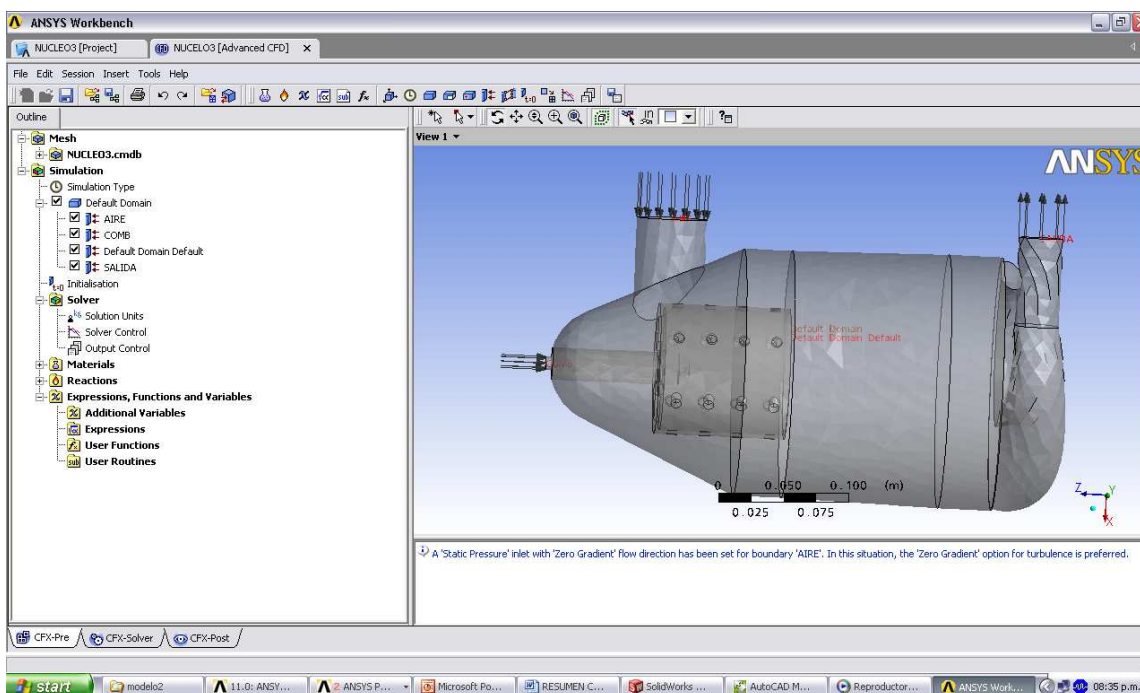


Figura 17. Aplicación de condiciones de frontera en el modelo 3D.

8. RESULTADOS

- a) Se encontró que la presión a las condiciones dadas, estuvo en un 5 a 10% dentro de toda la cámara, con esto comprobamos que funciona su parte difusora:

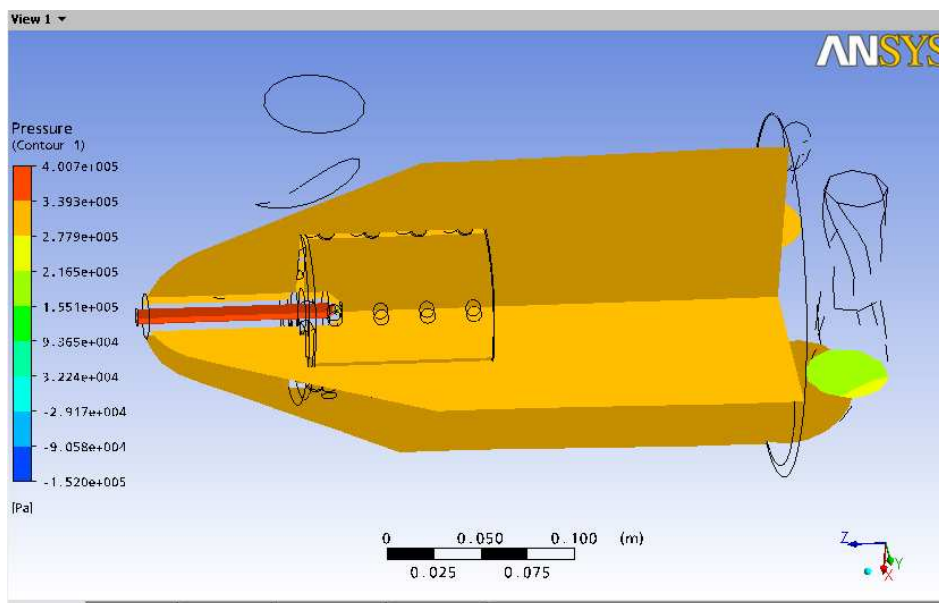


Figura 18. La mínima presión es de 2.77 atm. a la salida que es el 8.7% de caída de presión. (la presión a la salida de desprecia ya que es la toma por tener una apertura a la atmósfera).

- b) Se encontró que el tiempo de residencia de las partículas del combustible y del aire son ideales para completar la combustión, con esto se comprueba su funcionalidad en la zona primaria y zona intermedia.

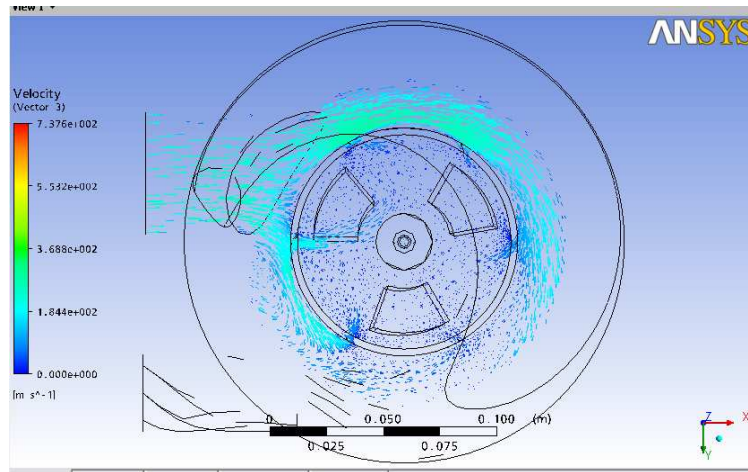


Figura 19. Flujo centrífugo creado por la introducción de aire por el tubo de entrada, también se observa como la canastilla interna detiene el paso y solo una parte del flujo pasa por ella para anclar la flama.

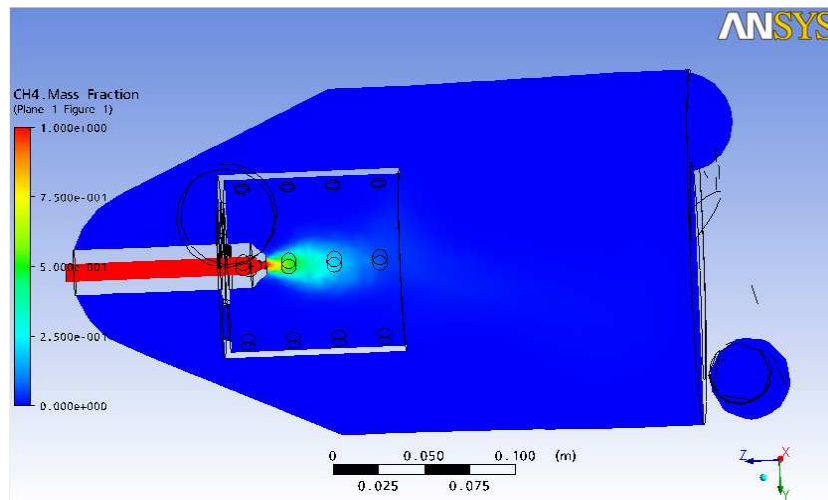


Figura 20. Se muestra que todo el Metano fue consumido en su totalidad.

- c) Se encontró que la temperatura se uniformizó a la salida de la cámara con esto se comprueba su funcionalidad en la zona intermedia y de difusión.

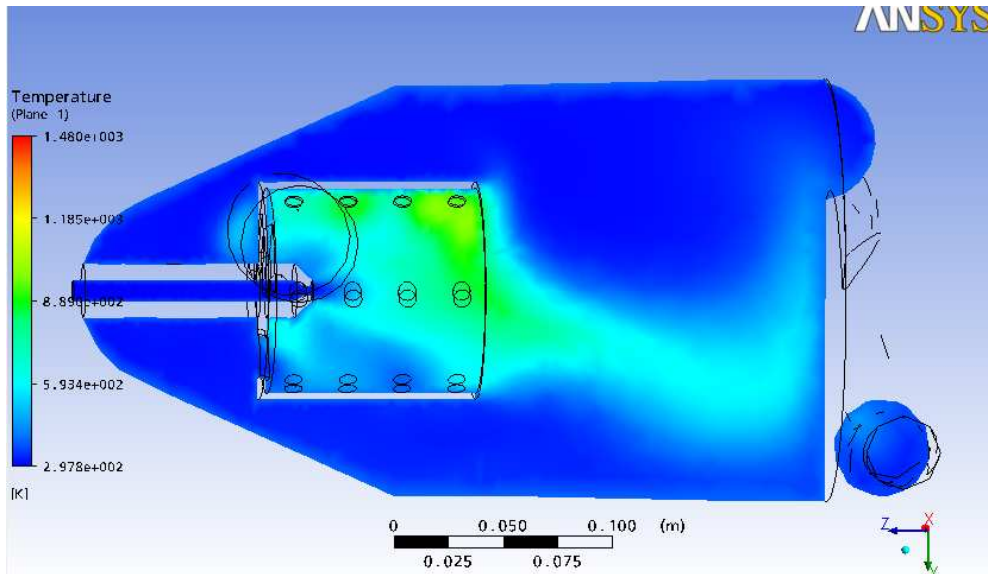


Figura 21. La temperatura en el centro de la cámara se extiende desde la canasta central hasta y se muestra como la zona intermedia logra disminuir su temperatura.

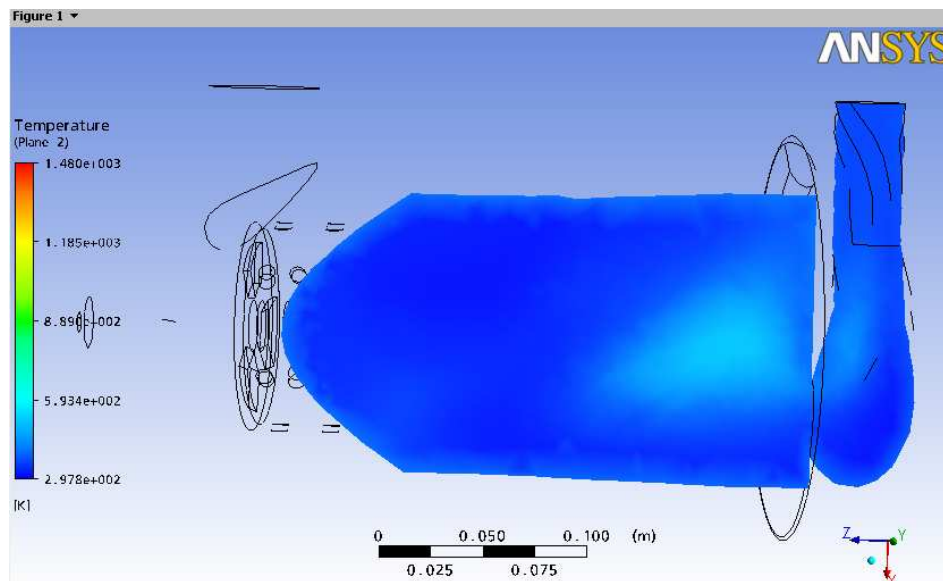


Figura 22. En la salida es donde se alcanza la uniformidad de temperatura.

- d) Con esto se demuestra que la cámara centrífuga es viable para trabajar con condiciones de trabajo de una turbina de gas. Sin embargo considerando la construcción de dicha cámara debido a que no contiene piezas de difícil construcción como el liner de una cámara convencional, resulta más barata su construcción

9. CONCLUSIONES

La combustión centrífuga puede ser una posibilidad para reducir costos de fabricación de cámaras de combustión, debido que para la fabricación no requiere de muchas técnicas especiales para su fabricación como es el brazing, pulvimetalurgia, etc. Las piezas no tiene geometrías difíciles de fabricar.

La cámara de combustión centrífuga puede ser escalada, al igual que las tradicionales a mayores potencias, y diferentes tipos de combustibles, dependiendo siempre del poder calorífico que éstos puedan dar en una combustión.

La cámara de combustión centrífuga tiene buena distribución de temperaturas en los gases de combustión y se mantiene a diferentes velocidades de flujo.

Sin embargo aún falta mucho por averiguar como la adaptación a rotores axiales, ya que esto fue probado en rotores centrífugos.

10. BIBLIOGRAFIA

1. Lefebvre, Arthur H., "Gas Turbine Combustion", 2nd Ed. Taylor & Francis, 1999.
2. Odgers, J., and Kretschmer, D., "Basic Considerations," Northern Research and Engineering Corporation Report No. 1344-1, 1980.
3. Adkins, R. C., "Selection of Pre-Combustor Diffuser," Lecture Notes RCA/1/93, Cranfield University, UK, 1993.
4. Olsen, W. T., "Combustion Chamber Developments," in W.R. Hawthorne and W.T. Olsen, eds., High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion, Vol XI, Design and Performance of Gas Turbines Power Plants, Oxford University Press, London.
5. Hinde, P. T., "Fundamentals of Combustion", SME Lecture supplement PL1076, Cranfield University, Bedford, UK. 1972.
6. Beer, J.M., and Chigier, N.A., Combustion Aerodynamics, Wiley, New York, 1972.
7. Peters, J. E., and Hammond, D.C., "Introduction to Combustion Gas turbines", In Design of Modern Gas Turbine Combustors, edited by A.M. Mellor. Academic Press, San Diego, 1990.
8. ANSYS, CFX Release 11.0 Help notes.
9. Maron, S. & Prutton, C., "Fundamentos de Fisicoquímica", Termoquímica, 6^a Ed. Editado por Limusa Ed.,1974.
10. Moran, M. J., and Shapiro, H. N., "Fundamentals of Engineering Thermodynamics", Gas Power Systems, pags. Del 373 al 427, 3era Ed. Editado por Wiley, New York, 1996.
11. www.turbobygarrett.com