

## RESEARCH ARTICLE

## Engineering

# Estudio de la Influencia de la Geometría del Difusor de Entrada en la Operación de un Motor Ramjet por Medio de Software de Dinámica de Fluidos Computacional

Study of the Influence of the Inlet diffuser Geometry on the Operation of a Ramjet Engine Using a Computational Fluid Dynamics Software

Rafael Cerpa  <sup>1\*</sup> | Niyiret Ortiz  <sup>1\*</sup> | Alejandra Portillo  <sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>Universidad de San Buenaventura, Bogotá-Colombia.

## Correspondence

Rafael Cerpa, Universidad de San Buenaventura, Bogotá-Colombia  
Email: [ing.decano@usbog.edu.co](mailto:ing.decano@usbog.edu.co)

Copyright : Licencia de Creative Commons Reconocimiento-NoComercial 4.0 Interna.



The publication of this journal is funded by Universidad ECCI, Bogotá-Colombia.

Editors: Robert Paul Salazar, Germán Chaparro Molano

Editorial assistant : Luz Adriana Suárez Suárez.

**How to cite:** Rafael Cerpa et al., **Estudio de la Influencia de la Geometría del Difusor de Entrada en la Operación de un Motor Ramjet por Medio de Software de Dinámica de Fluidos Computacional**, TECCIENCIA, Vol. 15, No. 28, 77-88, 2020  
DOI:<http://dx.doi.org/10.18180/tecciencia.28.7>

## ABSTRACT

This investigation delivers the results of the study in two dimensions of the influence of the geometry at the entrance of the diffuser of a ramjet engine using the ANSYS-Fluent software. Initially, the isentropic, thermal and gas dynamics flow calculations were performed in order to obtain the ramjet operational parameters; from these results, different geometries at the entrance of the diffuser were proposed, which in this particular case has a central core, whose main function is the generation of oblique shock waves in order to make the diffusion process gradually without generating great amount of losses. The proposed geometries were simulated through the ANSYS -Fluent software in order to know their influence on the isentropic flow behavior. Finally, it was possible to verify that the variation of the wedge angle is given between 7°-14° without affecting the behavior of the ramjet diffuser.

**keywords:** Ramjet, CFD, isentropic flow.

## RESUMEN

La presente investigación da a conocer los resultados del estudio en dos dimensiones de la influencia de la geometría del difusor de entrada de un motor ramjet utilizando el software ANSYS-Fluent. Inicialmente se realizaron los cálculos de flujo isentrópico, térmicos y de dinámica de gases con el fin de obtener los parámetros operacionales y geométricos del ramjet; a partir de dichos resultados se procedió a proponer diferentes geometrías del difusor de entrada, que en este caso de estudio particular tiene un núcleo central, el cual tiene como función principal la generación de ondas de choque oblicuas con el fin de hacer el proceso de difusión de forma gradual sin generar gran cantidad de pérdidas. Las geometrías propuestas fueron estudiadas por medio del software ANSYS -Fluent con el fin de conocer la influencia de las mismas en el comportamiento de flujo. Finalmente, se pudo comprobar que la variación del ángulo de cuña debe estar entre 7°-14° con el fin de evitar el desprendimiento de la capa límite del fluido que entra al motor, afectando el comportamiento del difusor del motor ramjet.

**keywords:** Ramjet, CFD, flujo isentrópico.

\* Equally contributing authors.

## 1 | INTRODUCCIÓN

Un motor ramjet es aquel que utiliza aire atmosférico como fluido de trabajo por lo que es considerado Aero-reactor [1]. Este reactor tiene la particularidad de no tener partes mecánicas móviles; es decir, que los procesos especificados en el ciclo del motor se realizan por medio de la aerodinámica o geometría interna del motor. Los motores ramjet constan de un difusor de entrada, cámara de combustión y tobera de salida [2]. La cámara de combustión tiene como limitante, que para su correcta operación el flujo debe ser subsónico, con el fin de que la combustión sea completa y continua, ya que con un flujo muy acelerado se puede causar un fenómeno de "blow out". La combustión que se da en este tipo de motores es a presión constante, y para alcanzar el máximo empuje posible, la presión a la salida de la tobera debe ser igual a la presión ambiente. Se debe tener en cuenta que para que el rendimiento y el empuje generado sea alto, la diferencia de presión durante el ciclo y la atmosférica también debe ser alta, para que esto suceda el flujo de entrada al motor debe ser supersónico, lo que aumentará de manera considerable el empuje [3].

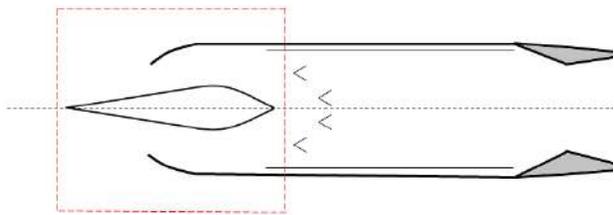


FIG. 1 Motor ramjet.

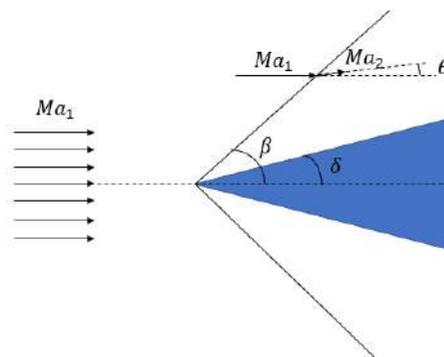


FIG. 2 Choque oblicuo en una cuña.

El ciclo térmico bajo el cual trabaja el motor ramjet es el Brayton, en el difusor de entrada se presenta una disminución de la velocidad del aire, incrementando la presión y temperatura del fluido; en la zona de combustión se adiciona calor a presión constante y en la tobera de salida, se expanden los gases con el fin de disminuir la presión y temperatura del fluido aumentando la velocidad de salida del mismo a velocidades supersónicas.

Para la correcta operación de los motores ramjet el flujo de entrada es supersónico, razón por la cual se deben estudiar los efectos causados por las ondas de choque en el difusor [4, 5]. El flujo al chocar con el núcleo central del difusor (ver Fig. 1), genera una onda o abanico de choques oblicuos [6, 7]. Sin embargo, no se puede garantizar que el flujo después de la onda de choque oblicua sea supersónico o subsónico, ya esto varía según la velocidad de entrada, el ángulo de cuña y el ángulo de choque. Por esto se debe tener especial cuidado en que el flujo después de la garganta sea subsónico [8][9].

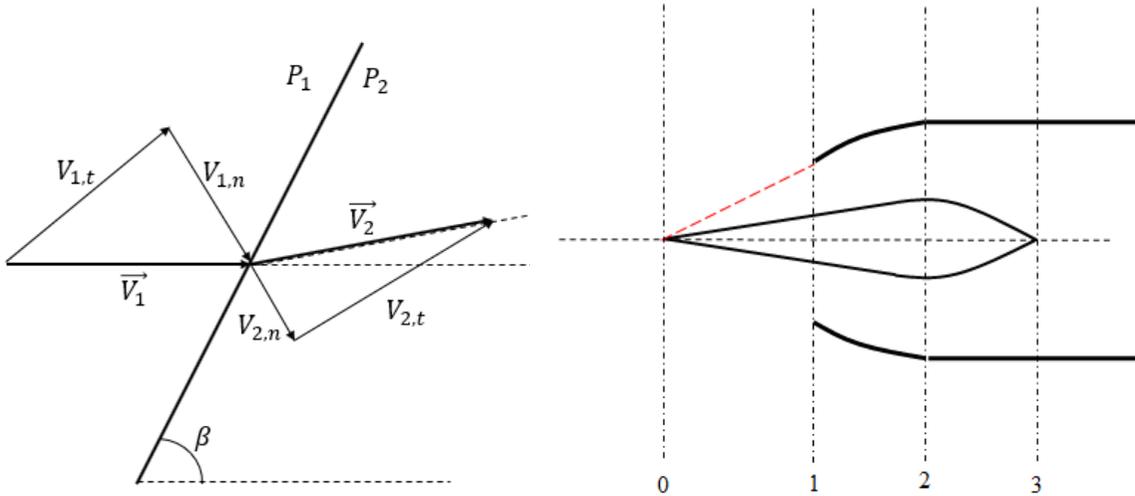
De las principales dificultades en el diseño de este tipo de motor es lograr que la onda de choque oblicua se de en los puntos determinados, de esta forma no causar bloqueo en el flujo de entrada por la onda de choque. Esto debe ser controlado desde el diseño de la geometría.

## 2 | ANÁLISIS DE FLUJO ISENTRÓPICO Y DISEÑO GEOMÉTRICO DEL DIFUSOR DE ENTRADA

La operación de un motor ramjet requiere de velocidades supersónicas a la entrada del difusor, generalmente el máximo Mach a la entrada del mismo para que la operación del reactor sea eficiente es de 5.

En el presente análisis se analizará un motor ramjet en el cual el Mach a la entrada es de 2, a condiciones ambientales a nivel del mar. La investigación se centrará en el estudio del difusor de entrada el cual puede ser

observado en la Fig. 1 (recuadro rojo), donde se debe realizar un proceso de desaceleración del flujo a través de ondas de choque oblicuas generadas por la cuña o núcleo central del reactor.



**FIG. 3** Choque oblicuo en una cuña.

**FIG. 4** Diagrama velocidades antes y después onda oblicua.

El estudio del difusor de entrada está supeditado al análisis de flujo isentrópico y ondas de choque. La Fig. 1 muestra el diagrama de un motor ramjet, en el cual es posible observar un núcleo central que sale del reactor; la función del mismo es generar un ángulo de deflexión  $\theta$  a partir de la interacción del aire con la cuña (ver Fig. 2), dicho núcleo tiene un ángulo  $\delta$  el cual puede tener valores entre  $7^\circ - 14^\circ$  [10]. A partir del choque del aire con la punta del núcleo central se genera una onda oblicua con un ángulo  $\beta$ , la cual es la encargada de iniciar el proceso de compresión del aire y disminución de velocidad del mismo; después de la onda oblicua el flujo puede tener características sónicas, subsónicas o supersónicas dependiendo del flujo de entrada.

Con el fin de comprender el fenómeno físico originado por la onda oblicua, la Fig. 3 muestra la descomposición vectorial de las velocidades en un choque oblicuo antes y después de la onda.

Inicialmente, se puede determinar que los flujos másicos antes y después de la onda de choque son iguales, y como el área de la superficie de control paralela al choque es la misma [8] la ecuación de la conservación de la masa queda reducida a:

$$\rho_1 V_{1,n} = \rho_2 V_{2,n} \quad (1)$$

donde  $\rho$  es la densidad y  $V_n$  es la componente normal de la velocidad. Las componentes tangenciales antes y después de la onda oblicua  $V_{1,t}$  u  $V_{2,t}$  son iguales; adicionalmente, como se asume que no existe transferencia de calor ni trabajo realizado por o hacia el fluido [8], el principio de conservación de la energía queda expuesto como:

$$h_1 + \frac{1}{2} V_{1,n}^2 = h_2 + \frac{1}{2} V_{2,n}^2 \quad (2)$$

donde  $h$  es la entalpía. Las ecuaciones de conservación de la masa, de la energía y la cantidad de movimiento en un choque oblicuo son iguales las de un choque normal [2] (ver Fig. 3), razón por la cual las ecuaciones de ondas de choque normal aplican a ondas de choque oblicua, pero deben ser descritos en función de las componentes normales del número de Mach ( $Ma$ ) antes y después de la onda oblicua.

$$Ma_{1,n} = Ma_1 \sin \beta \quad (3)$$

$$Ma_{2,n} = Ma_2 \sin(\beta - \theta) \quad (4)$$

A continuación, se muestran las ecuaciones correspondientes para las ondas de choque oblicuas; la ecuación número 6 permite determinar el mach después de la onda de choque oblicua, la ecuación 7, 8, 9 y 10 permiten obtener los parámetros operacionales (presión  $P$ , temperatura  $T$  y densidad  $\rho$ ) antes y después de la onda de choque oblicua. Finalmente, la ecuación 11 permite calcular el ángulo de choque.

$$h_{01} = h_{02} \quad \mathbf{y} \quad T_{01} = T_{02} \quad (5)$$

$$Ma_{2,n} = \sqrt{\frac{(k-1)Ma_{1,n}^2 + 2}{2kMa_{1,n}^2 - k + 1}} \quad (6)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2kMa_{1,n}^2 - k + 1}{k + 1} \quad (7)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{V_{1,n}}{V_{2,n}} = \frac{(k+1)Ma_{1,n}^2}{2 + (k+1)Ma_{1,n}^2} \quad (8)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = [2 + (k+1)Ma_{1,n}^2] \frac{2kMa_{1,n}^2 - k + 1}{(k+1)^2 Ma_{1,n}^2} \quad (9)$$

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left[ \frac{(k+1)Ma_{1,n}^2}{2 + (k+1)Ma_{1,n}^2} \frac{k+1}{2kMa_{1,n}^2 - k + 1} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (10)$$

$$\tan \theta = \frac{2 \cot \beta (Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1)}{Ma_1^2 [k + \cos(2\beta) + 2]} \quad (11)$$

A partir de la aplicación de las ecuaciones de ondas de choque oblicuas (1 a 11) a las condiciones de operación del motor ramjet, se continuaron los cálculos de flujo isentropico a partir de las ecuaciones (12-15) en cada una de las secciones del difusor de entrada; dichas ecuaciones permitirán no solamente la determinación de las condiciones de operación en el difusor (ver Fig. 4) sino también conocer los parámetros geométricos en cada una de las secciones del mismo.

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \quad (12)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left[ 1 + \left( \frac{k-1}{2} \right) Ma^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (13)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left[ 1 + \left( \frac{k-1}{2} \right) Ma^2 \right]^{\frac{1}{k-1}} \quad (14)$$

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{Ma} \left[ \left( \frac{2}{k+1} \right) \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (15)$$

A partir de los resultados expuestos en la Tabla 1, se procedió a realizar el cálculo geométrico de cada una de las secciones del difusor, asumiendo un área de entrada.

**TABLA 1** Parámetros de operación difusor del motor ramjet.

Parámetros	Estación 0	Estación 1	Estación 2	Estación 3
Presión estática [Pa]	101325	172968.17	412192.36	749589.76
Temperatura estática [K]	288	337.07	432	512.49
Velocidad [m/s]	680.34	603.66	416.62	108.9
Mach	2	1.64	1	0.24

### 3 | 3. PRE-PROCESAMIENTO DEL VOLUMEN DE CONTROL

A partir del diseño geométrico obtenido en los cálculos de flujo isentrópico, térmicos y de dinámica de gases expuestos en la sección dos del presente documento, se procede a crear la geometría del volumen de control [11], el cual incluye el difusor de entrada del motor ramjet. En la Fig. 5 se pueden observar el modelo de estudio a simular.

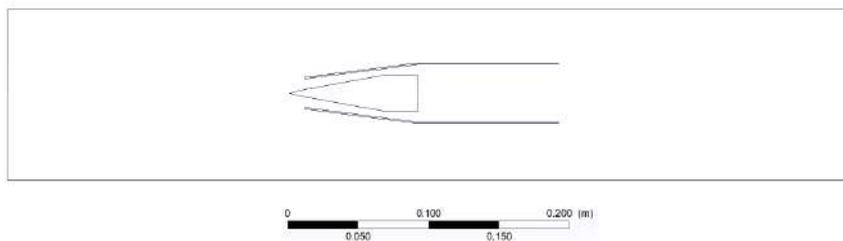


FIG. 5 Volumen de control.

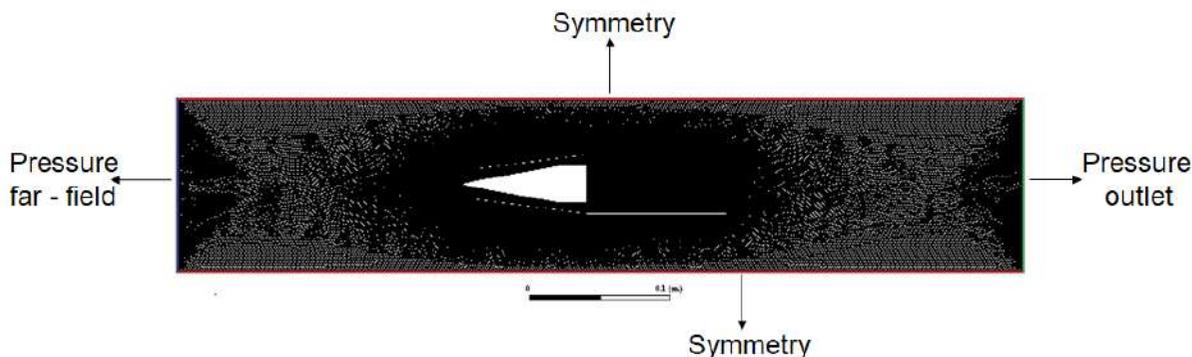


FIG. 6 Condiciones de contorno.

La Fig. 6 indica las condiciones de contorno deben aplicadas a la geometría en este caso las paredes inferior y superior fueron denominadas (symmetry), en la entrada se indicó (pressure far field) y la salida (pressure outlet).



FIG. 7 Enmallado del volumen de control

Finalmente, se procedió a generar la malla del volumen de control, en este caso las dos paredes nombradas symmetry deben tener exactamente el mismo enmallado. El proceso de creación de malla se inició a partir del enmallado de cada una de las líneas del volumen de control, generando mayor cantidad de nodos en las paredes del difusor de entrada del ramjet, con el fin controlar el tamaño de la celda en el eje x, y el tamaño de la capa límite (boundary layer) de la malla está dada a partir del cálculo del  $Y^+$  [12, 13]. Finalmente se enmalla la cara del volumen de control, garantizando que las zonas cercanas al difusor tengan mayor cantidad

de nodos como es visible en las Figs. 6 y 7. Dicho enmallado responde a la correcta obtención de resultados del estudio de las ondas de choque generadas en el sección de entrada del motor. En el estudio de la influencia de la geometría del difusor de entrada de un motor ramjet en la propagación de ondas de choque por medio de software de dinámica de fluidos computacional se propusieron 70 diferentes geometrías de difusores de entrada, a partir del cambio de los ángulos de la cuña entre 7°-14° y el área en las secciones del difusor (ver Fig. 4).

**TABLA 2** Característica de las mallas utilizadas en las simulaciones.

Casos	Caso 1	Caso 2	Caso 3	Caso 4	Caso 5	Caso 6	Caso 7	Caso 8	Caso 9
Nodos	64639	88848	74743	67840	54326	59274	59017	77849	116600

La Tabla 2 muestra las características de las mallas seleccionadas acorde a los resultados de la propagación de las ondas de choque en las simulaciones de las geometrías propuestas.

#### 4 | SIMULACIÓN Y RESULTADOS OBTENIDOS

El proceso de configuración de la simulación fue llevado a cabo en el software Fluent v. 19.1, el flujo es de características turbulentas, lo cual fue determinado a partir del cálculo del número de Reynolds y la existencia de ondas de choque oblicuas y normales. los modelos de turbulencia aplicados fueron RANS y LES por sus características de solución y modelamiento [14, 15]; adicionalmente se aplicaron las condiciones de contorno observadas en la Fig. 6 y Tabla 1. El time step, fue calculado a partir de la distancia mas pequeña entre nodos de la malla analizada y la velocidad del flujo [16, 17].

$$TimeStep_m = \frac{\delta x}{\text{average velocity}} \quad (16)$$

**TABLA 3** Características geométricas de los casos estudiados.

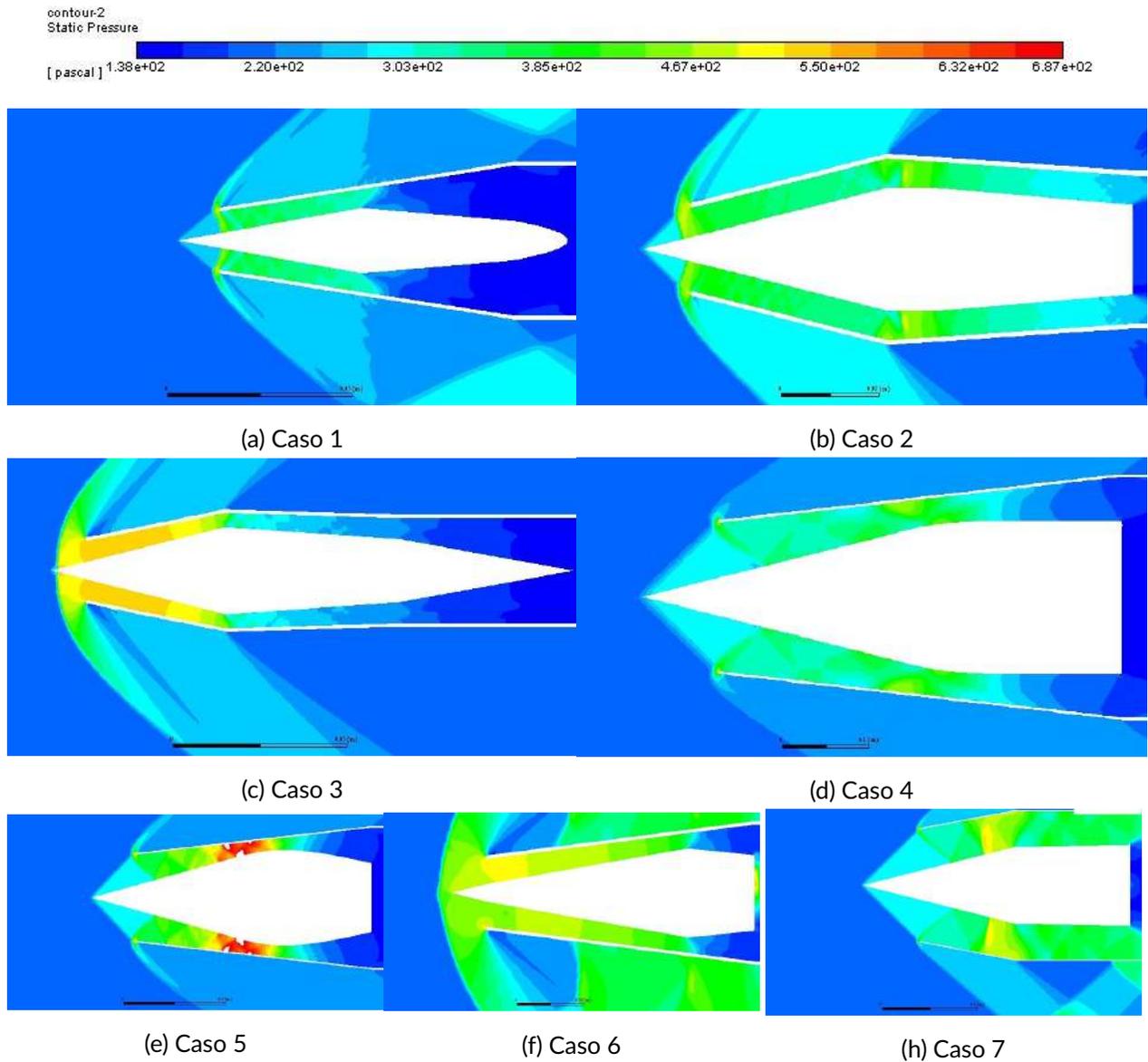
Casos	Descripción geométrica
Caso 1	Difusor convergente - divergente, con un mayor ángulo en la sección divergente del componente. La sección de salida del difusor es curvada.
Caso 2	Difusor convergente - divergente, con un menor ángulo en la sección divergente del componente, la sección final es recta.
Caso3	Difusor convergente - divergente, con dos secciones divergentes incrementando la longitud del difusor.
Caso 4	Difusor convergente - divergente, con un menor ángulo en la sección divergente del componente, la unión entre ambas secciones se realizó curva.
Caso 5	Difusor convergente - divergente, con un mayor ángulo en la sección divergente del componente, la unión entre ambas secciones se realizó curva.
Caso 6	Difusor convergente - divergente, con dos secciones convergentes incrementando la longitud del difusor, la sección divergente es mas corta que en los anteriores casos.
Caso 7	Difusor convergente - divergente, la sección divergente se forma con la carena externa del difusor.

Como se indicó anteriormente más de 70 simulaciones de geometrías del difusor de entrada del motor ramjet fueron llevadas a cabo. A continuación, y teniendo en cuenta las características geométricas expuestas en la Tabla 3, se presentarán los resultados de los casos más representativos, en los cuales se pudo observar la afectación de la geometría del difusor de entrada en la generación y propagación de ondas de choque a través del componente.

Inicialmente, se analizará el efecto de la geometría del núcleo central o cuña y posteriormente la afectación del ángulo de la misma, con dos simulaciones finales (caso 8 y 9). La Fig. 8 muestra la distribución del número de Mach en el difusor de entrada del motor ramjet. En la totalidad de los casos expuestos es posible observar



Las Figs. 9 y 10 dan a conocer la distribución de presiones y temperaturas estáticas en cada uno de los casos simulados expuestos en la Tabla 3. Teniendo en cuenta la teoría de flujo isentrópico en la sección convergente a velocidades de Mach supersónicas, tanto la temperatura como la presión estática deben aumentar; ya en la sección divergente a velocidades subsónicas éstas mismas deben seguir aumentando.



**FIG. 9** Distribución de la presión estática en el difusor de entrada.

**TABLA 4** Características geométricas de los casos adicionales estudiados.

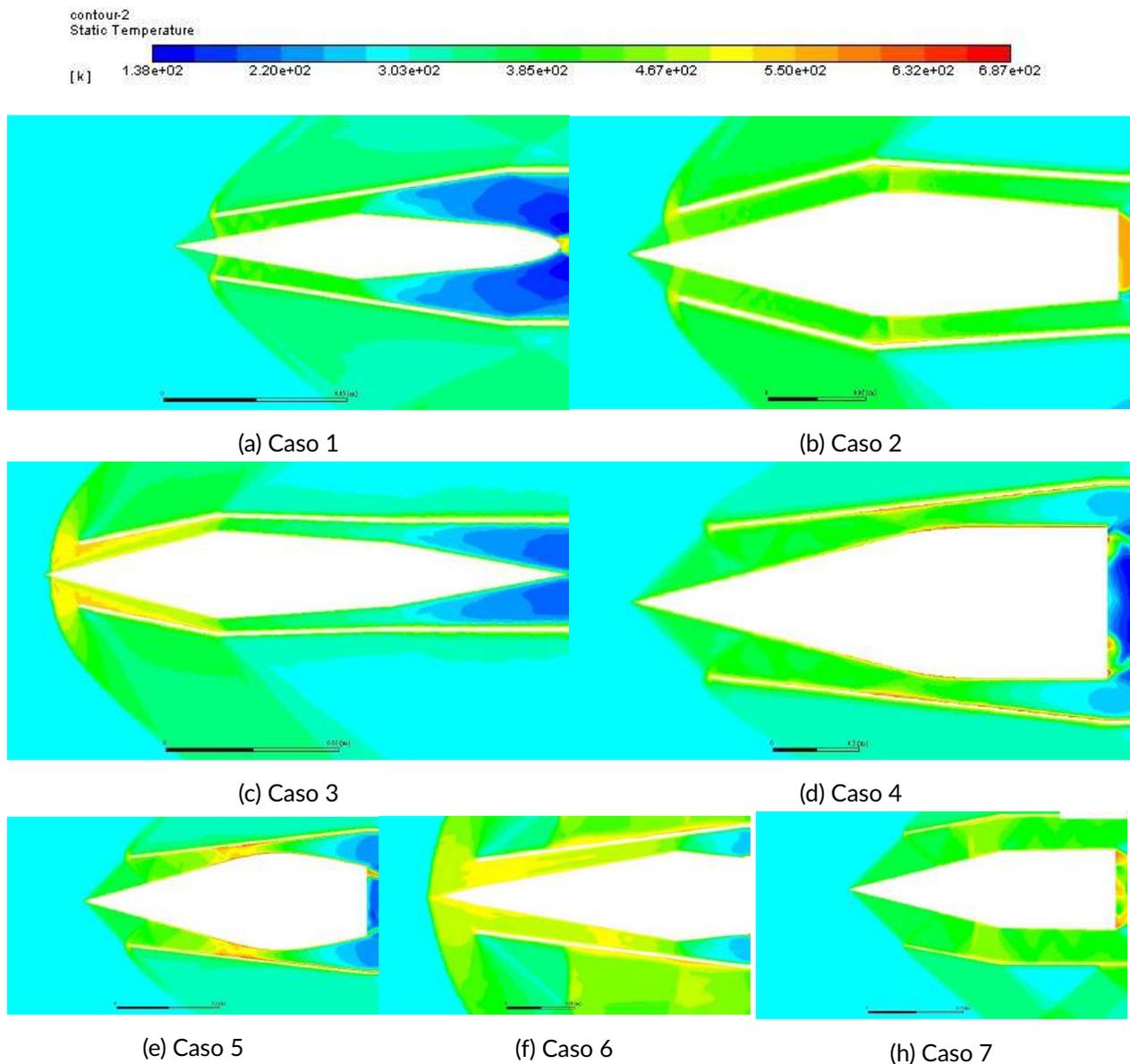
Casos	Descripción geométrica
Caso 8	Difusor convergente - divergente, la sección divergente se forma con la carena externa del difusor, con 7° de cuña.
Caso 9	Difusor convergente - divergente, la sección divergente se forma con la carena externa del difusor, con 10° de cuña.

Teniendo en cuenta la explicación dada en el párrafo anterior, y al igual que lo observado y explicado en la Fig. 8, solo los casos 2 y 7 cumplen con el comportamiento físico correcto esperado en la operación del

difusor de entrada del motor ramjet [20, 21].

Finalmente, teniendo en cuenta que a partir de los resultados observados en las Fig. 8, 9 y 10 se puede concluir que el caso 7 es el más cercano a la correcta operación del difusor de entrada del motor ramjet, y a los datos calculados en la sección dos del presente artículo, se procedió a realizar simulaciones variando el ángulo de entrada de la cuña entre  $7^\circ$  y  $14^\circ$ , añadiendo dos casos adicionales explicados en la Tabla 4.

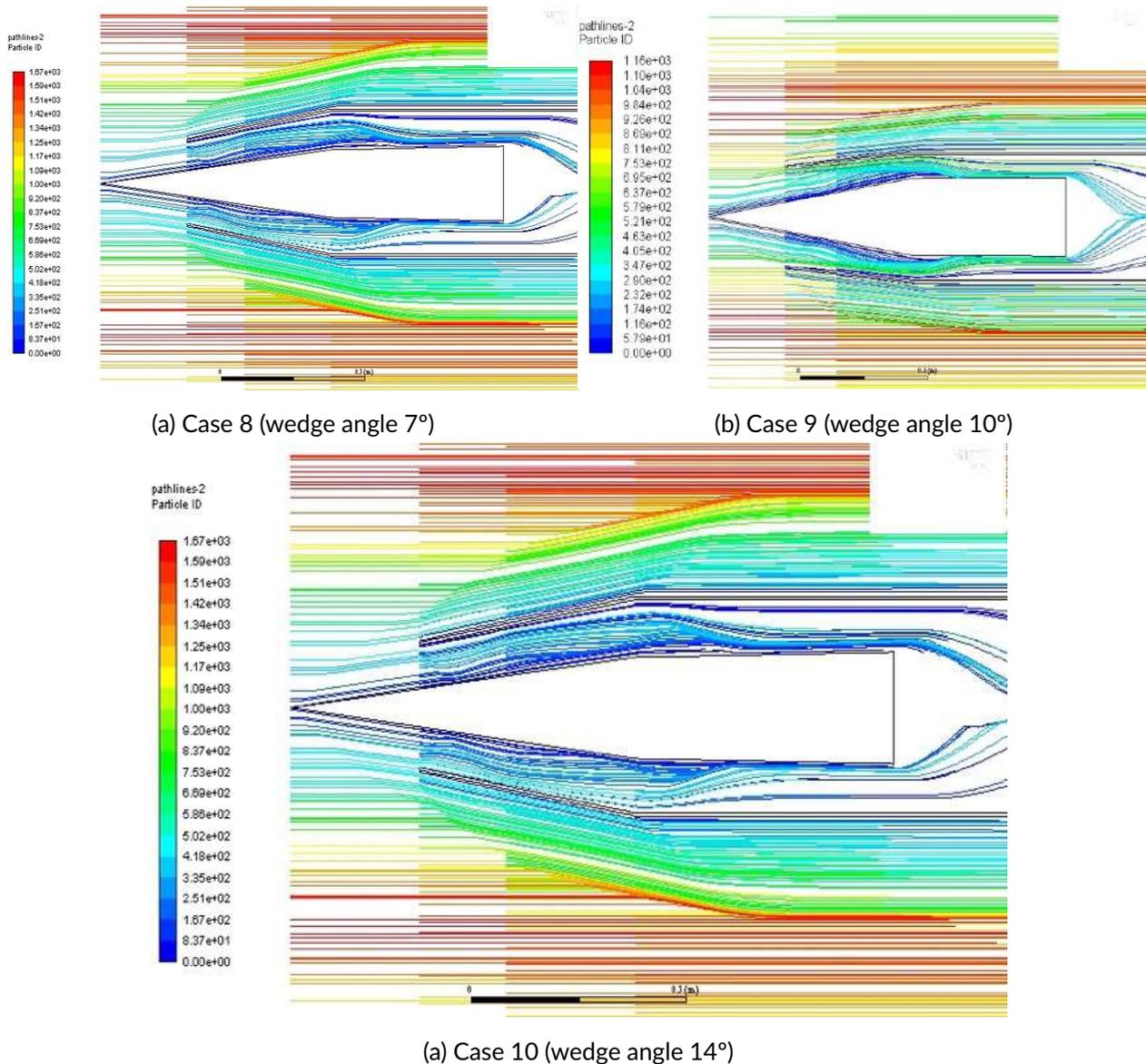
La Fig. 11, da a conocer los resultados obtenidos con el cambio de ángulo de cuña del caso 7, el cual utilizaba  $14^\circ$  en la sección convergente (Fig. 11 – caso 7). Con el fin de determinar la influencia dicha modificación se simularon dos casos: una cuña con ángulo de cuña convergente de  $7^\circ$  (Fig. 11 – Caso 8) y una cuña con ángulo de cuña convergente de  $10^\circ$  (Fig. 11 – Caso 9).



**FIG. 10** Distribución de la temperatura estática en el difusor de entrada.

Como es posible observar en los resultados arrojados en las simulaciones de las líneas de corriente (ver Fig. 11), mientras más pequeño sea el ángulo de la cuña en la sección convergente, el flujo se adapta más fácilmente a la geometría de entrada; adicionalmente en la sección de descarga (zona divergente) existe menor

separación del flujo al momento de ser entregada al ducto donde se producirá la combustión en el motor ramjet. Sin embargo, los resultados obtenidos con dichos ángulos de cuña pequeños (entre  $7^\circ$ -  $10^\circ$ ) dieron a conocer que en la sección divergente, el flujo no se adaptaba completamente a la geometría en su parte superior. Finalmente, el caso 7 que presenta un ángulo de cuña de  $14^\circ$ , se puede observar que el flujo se adapta totalmente tanto en la sección convergente como en la divergente, razón por la cual se decide mantener dicha geometría como la base de estudios futuros del motor ramjet completo, ya que permite tener un buen comportamiento aerodinámico interno; adicionalmente como el área de entrada con dicho ángulo de cuña es mayor, se tendría un incremento flujo másico de aire que ingresa al motor, generando un mayor empuje.



**FIG. 11** Líneas de corriente con variación del ángulo de cuña.

## 5 | CONCLUSIONES

La localización de un núcleo central en el difusor de entrada de un motor ramjet, permite la generación de abanicos ondas de choque oblicuas que permiten la desaceleración del flujo a través de la sección convergente

en el difusor, incrementando los valores de presión y temperatura estática en el ducto. Se pudo comprobar la teoría expuesta por [10] en donde se expone que los ángulos de convergencia en un difusor deben estar entre  $7^\circ$  y  $14^\circ$ , para garantizar la adaptación del flujo a la geometría del componente. Se propone realizar la simulación del motor ramjet completo ya que la tobera de salida afecta la sección del volumen de control donde se descarga el gas proveniente del reactor.

## REFERENCIAS

- [1] Cerpa, R., *Energía y propulsión*. Editorial Bonaventuriana, 2019.
- [2] J. Mattingly, *Elements of gas turbine propulsion*. McGraw Hill, 1996.
- [3] B. Stechkin and P. Kazandzan, *Teoría de los motores de reacción: procesos y características*. Dossat, SA, 1964.
- [4] R. Cerpa, P. Akbari, N. Muller, and J. Piechna, "Numerical analysis of the wave topping unit for small turbojet," *ASME Turbo Expo American Society of Mechanical Engineers*, 2010. DOI: [10.1115/GT2010-23064](https://doi.org/10.1115/GT2010-23064)
- [5] R. Cerpa, "Non-conventional methods of gas turbine engine efficiency," *Editorial Bonaventuriana*, 2015.
- [6] R. Cerpa, J. Piechna, and N. Muller, *Numerical analysis of unsteady effects in partial admittance turbine cooperating with pulse combustion chambers*. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE, 2014. DOI: [10.2514/6.2014-3729](https://doi.org/10.2514/6.2014-3729)
- [7] A. Shapiro, *Dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow*. The Ronald Press Company, 2004.
- [8] Y. A. Çengel and M. A. Boles, *Termodinámica (8a)*. McGraw Hill Mexico, 2015.
- [9] R. Royce, *The jet engine*. Rolls Royce PLC, 1996.
- [10] H. Savanamutto, C. Rogers, and H. Cohen, "Gas turbine theory," *Harlow: Pearson education*, 2001.
- [11] C. A. Sánchez-Ríos, J. Graciano-Urbe, S. Vélez García, and D. A. Hincapié-Zuluaga, "Comparative analysis between a discrete spiral chamber and a continuous spiral chamber via ansys," *Tecciencia*, vol. 12, no. 23, pp. 25–32, 2017. DOI: [10.18180/tecciencia.2017.23.4](https://doi.org/10.18180/tecciencia.2017.23.4)
- [12] J. S. et al., "Análisis aerodinámico de la aeronave usb aero mediante dinámica de fluidos computacional," *Tecciencia*, vol. 15, no. 28, pp. 51–66, 2020. DOI: [10.18180/tecciencia.28.5](https://doi.org/10.18180/tecciencia.28.5)
- [13] A.N.S.Y.S., "Ansys fluent user's guide," 2012.
- [14] R. Nichols, "Applications of rans/les turbulence models," *41st Aerospace Science Meeting and Exhibit*, 2003. DOI: [10.2514/6.2003-83](https://doi.org/10.2514/6.2003-83)
- [15] B. Debashis, H. Awatef, and D. Kaushik, "Des and hybrid rans/les models for unsteady separated turbulent flow predictions," *41st Aerospace Science Meeting and Exhibit*, 2003. DOI: [10.2514/6.2003-83](https://doi.org/10.2514/6.2003-83)
- [16] R. Cerpa, *Diseño de un vehículo urbano con bajo consume de combustible*. Editorial Bonaventuriana, 2017.
- [17] R. Cerpa, J. Piechna, and N. Muller, "Análisis numérico de los efectos atípicos en un rotor de ondas aplicado a una microturbina," *Ingenium*, vol. 20, pp. 5–14,, 2009.
- [18] A. Oñate, *Turborreactores teoría, sistemas y propulsión de aviones*. Sumaas. S.A, 1981.
- [19] T. Laube and J. Piechna, "Analytical and numerical feasibility analysis of a contra-rotatory ramjet engine," *Energies*, vol. 13, 2019. DOI: [10.3390/en1310163](https://doi.org/10.3390/en1310163)

- [20] M. Brouillette, M. Picard, D. Rancourt, and J. Plante, "Shock-induced combustion and its applications to power and thrust generation."
- [21] J. Werner, A. Dahm, A. Lapsa, and E. Hamlington, "Inside-out rotary ramjet turbogenerator," in *4th international Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit*, 2006.

