

ESTUDIO AERODINÁMICO COMPUTACIONAL EN DEMOSTRADORES  
TECNOLÓGICOS AEROESPACIALES (SCRAMJET) APLICANDO EL EFECTO  
TUBÉRCULO

JORGE DAVID LARA RIOS  
ANDRÉS ENRIQUE LÓPEZ BUENO

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTA D.C  
2017

ESTUDIO AERODINÁMICO COMPUTACIONAL EN DEMOSTRADORES  
TECNOLÓGICOS AEROESPACIALES (SCRAMJET) APLICANDO EL EFECTO  
TUBÉRCULO

JORGE DAVID LARA RIOS  
ANDRÉS ENRIQUE LÓPEZ BUENO

PROYECTO DE GRADO PARA OPTAR AL TÍTULO DE INGENIERO  
AERONÁUTICO

MSC. IVÁN FELIPE RODRÍGUEZ BARÓN DIRECTOR DE PROYECTO DE  
GRADO

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ D.C  
2017

Nota de Aceptación

---

---

---

---

Presidente del Jurado

---

Jurado

---

Jurado

BOGOTÁ MAYO 05 DE 2017

El presente trabajo está dedicado a Dios y a todas las personas especiales que hacen parte de nuestra vida, quienes nos han brindado su apoyo incondicional para salir adelante con este programa académico, siendo este el principal camino a seguir para lograr todas las metas que nos propongamos de aquí en adelante.

## AGRADECIMIENTOS

Como dice Francisco de Quevedo: “El agradecimiento es la parte principal de un hombre de bien”, es de allí de donde doy origen a la gratitud, que me llena de gozo al término de este proyecto de investigación, puesto que con ello concluyo mi proceso de pre-grado en la universidad, pero inicio al arduo camino del profesionalismo como ingeniero.

Doy gracias a Dios por brindarme la oportunidad de llevar a cabo mis estudios, a mis padres Jorge Lara y Maritza Ríos quienes me han dado la fortaleza para ser un hombre de bien, una persona culta y honesta, a mi esposa Jenny Loaiza quien me ha brindado apoyo emocional y motivador ante cualquier circunstancia académica. Quiero expresar mis agradecimientos al MSC Felipe Barón por su paciencia y consejos para el desarrollo de este trabajo, y para finalizar reconozco a mi compañero Andrés López como una persona incondicional por su respaldo en este proyecto de investigación.

***Jorge David Lara Ríos***

Primero quiero dar gracias a Dios y a mi madre María Leidy Bueno por su apoyo incondicional por su amor y comprensión a lo largo de mi desarrollo como persona y como profesional asimismo quiero agradecer a mi padre Luis Lopez por sus sabios consejos, agradezco a mi novia Karen Ríos por su comprensión y cariño durante estos últimos meses que me han servido de gran ayuda para llevar a cabo esta meta, agradezco especialmente al MSC Felipe Barón por su apoyo, compromiso, paciencia y ayuda durante la realización de este proyecto, también agradezco a mi amigo y compañero David Lara por el sacrificio, el compañerismo, la perseverancia y el compromiso que siempre mostro a lo largo de estos arduos meses de trabajo.

***Andrés Enrique López Bueno***

## CONTENIDO

1. INTRODUCCIÓN.....	17
1.1. OBJETIVOS.....	18
1.2. OBJETIVO GENERAL.....	18
1.3. OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	18
1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA .....	19
1.2.1. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA.....	19
1.2.2. JUSTIFICACIÓN.....	21
1.3. MARCO TEÓRICO .....	22
1.3.1. RÉGIMEN DE FLUJO.....	22
1.3.1.1. Régimen Supersónico.....	22
1.3.1.2. Régimen Hipersónico.....	23
1.3.2. ONDA DE CHOQUE.....	24
1.3.2.1. Onda de choque oblicua.....	24
1.3.2.2. Onda de choque reflejada .....	25
1.3.2.3. Onda de Expansión .....	26
1.3.2.3.1. TEORÍA DE PRANDTL-MEYER.....	27
1.3.3. ANÁLISIS CRONOLÓGICO.....	28
1.3.4. MOTOR SCRAMJET .....	29
1.3.5. PROTOTIPOS DE VHA DESTACADOS.....	31
1.4. EL EFECTO TUBÉRCULO .....	34
2. METODOLOGÍA.....	35
2.1. CONDICIONES ATMOSFÉRICAS.....	38
3. DESARROLLO DEL PROYECTO .....	39
3.1. MODELO 14-X B.....	39
3.1.1. SIMULACIÓN CFD MODELO 14-X B ORIGINAL .....	40
3.2. CONFIGURACIONES PROPUESTAS Y DISEÑADAS .....	52
4. ANÁLISIS Y RESULTADOS .....	66
4.1. CONFIGURACIÓN 1.....	66
4.2. CONFIGURACIÓN 2.....	66
4.3. CONFIGURACION 3.....	67

4.4.	CONFIGURACIÓN 4 .....	69
4.5.	CONFIGURACIÓN 5. ....	70
4.6.	CONFIGURACIÓN 6. ....	72
5.	CONCLUSIONES.....	74
6.	RECOMENDACIONES PARA FUTUROS TRABAJOS.....	76
7.	BIBLIOGRAFÍA.....	77
8.	APÉNDICE .....	85
8.1.	APÉNDICE A. ....	85
8.1.1.	SIMULACIÓN CFD – ANSYS – FLUENT.....	85
8.1.2.	PRE-PROCESAMIENTO.....	87
8.1.3.	POST-PROCESAMIENTO DE CFD.....	88
8.1.4.	RESULTADOS. ....	96
8.2.	APÉNDICE B.....	99
8.2.6.	CONFIGURACIÓN INICIAL.....	99
8.2.7.	CONFIGURACIÓN 1. ....	102
8.2.8.	CONFIGURACIÓN 2. ....	107
8.2.9.	CONFIGURACIÓN 3. ....	112
8.2.10.	CONFIGURACIÓN 4.....	116
8.2.11.	CONFIGURACIÓN 5.....	120
8.2.12.	CONFIGURACIÓN 6.....	125

## LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Vehículos Hipersónicos Aeroespaciales destacados.....	32
Tabla 2. Condiciones de Flujo, tomado de [41] .....	38
Tabla 3. Propiedades físicas del hidrogeno gaseoso, tomado de [49].....	44
Tabla 4. VHA 14-X B, Condición de diseño vs condición fuera de diseño, autoría .....	50
Tabla 5. Configuraciones del VHA 14-X B propuestas y diseñadas por la autoría. ....	53
Tabla 6. VHA 14-X B (configuración 1), Variación de ángulo de ataque, autoría.....	54
Tabla 7. VHA 14-X B (configuración 2), Variación de ángulo de ataque, autoría.....	56
Tabla 8. VHA 14-X B (configuración 3), Variación de ángulo de ataque, autoría.....	58
Tabla 9. VHA 14-X B (configuración 4), Variación de ángulo de ataque, autoría.....	60
Tabla 10. VHA 14-X B (configuración 5), Variación de ángulo de ataque, autoría.....	62
Tabla 11. VHA 14-X B (configuración 6), Variación de ángulo de ataque, autoría.....	64



## LISTA DE FIGURAS

Figura N 1. Onda de Choque-Régimen supersónico, tomado de [8] .....	22
Figura N 2. Onda de choque-Régimen hipersónico, tomado de [8].....	23
Figura N 3. Características del flujo hipersónico, tomado de [39].....	24
Figura N 4. Onda de Choque Oblicua, tomada de [8] .....	25
Figura N 5. Onda de choque reflejada, tomado de [8].....	25
Figura N 6. Onda de expansión, tomado de [8].....	26
Figura N 7. Onda de expansión Prandtl-Meyer, tomada de [8].....	27
Figura N 8. Elementos del ciclo de alimentación y recorrido del flujo de un motor ramjet, tomada de [22].....	29
Figura N 9. Diagrama bidimensional de un motor scramjet, tomada de [6] .....	30
Figura N 10. Tubérculos de la aleta de la ballena jorobada, tomado de By design [3] .....	34
Figura N 11. Aeronave VHA 14-X B, tomado de [9,12] .....	35
Figura N 12. Impulso específico de motores aeroespaciales, tomado de [9, 22] .....	36
Figura N 13. Nomenclatura y secciones del VHA 14-X b, tomado de [5].....	37
Figura N 14. Geometría del dispositivo de entrada del VHA 14-X B, tomada de [9] .....	40
Figura N 15. Modelo CAD VHA 14-X B, autores. ....	41
Figura N 16. Contornos de colores de Presión en la sección de compresión, autores. ....	41
Figura N 17. Contornos de colores de Temperatura en la sección de compresión, autores. .....	43
Figura N 18. Contornos de colores de Velocidad en la sección de compresión, autores..	46
Figura N 19. Contornos de colores de Densidad en la sección de compresión, autores. .	47
Figura N 20. Condiciones de operación del dispositivo de entrada, A) Condición de diseño original, B) Condición fuera de diseño, tomado de [9].....	48
Figura N 21. Detalle de presión-Configuración 1 (-5°), autores.....	66
Figura N 22. Detalle de presión-Configuración 2 (-2.5°), autores.....	67
Figura N 23. Detalle de presión-Configuración 3 (0°), autores.....	68
Figura N 24. Detalle de temperatura-Configuración 3 (0°), autores.....	68
Figura N 25. Detalle de presión-Configuración 4 (0°), autores.....	69
Figura N 26. Detalle de temperatura-Configuración 4 (0°), autores.....	70
Figura N 27. Detalle de presión-Configuración 5 (-5°), autores.....	71
Figura N 28. Detalle de temperatura-Configuración 5 (-5°), autores. ....	71
Figura N 29. Detalle de presión-Configuración 6 (-0°), autores.....	72
Figura N 30. Modelo Cad VHA 14-X B, autores .....	85
Figura N 31. Importar Modelo Cad a Ansys, autores .....	85
Figura N 32. Herramienta SpaceClaim, autores.....	86
Figura N 33. Placa de estudio- modelo 2D del VHA 14-X B, autores .....	86
Figura N 34. Características de la malla, autores.....	87
Figura N 35. Detalles de la malla, autores .....	87

Figura N 36. Secciones de estudio de la placa 2D, autores .....	88
Figura N 37. Configuración de Fluent, autores.....	88
Figura N 38. Configuración de condiciones físicas generales, autores .....	89
Figura N 39. Configuración de modelos, autores .....	89
Figura N 40. Configuración de Fluido calóricamente perfecto, autores .....	90
Figura N 41. Configuración de celdas de operación, autores.....	90
Figura N 42. Configuración de secciones (entrada, inferior y superior), autores .....	91
Figura N 43. Configuración de sección de salida, autores .....	92
Figura N 44. Configuración de secciones (cubierta y vehículo), autores .....	93
Figura N 45. Configuración de condiciones de flujo de entrada, autores.....	93
Figura N 46. Configuración del método de solución, autores .....	94
Figura N 47. Configuración del monitoreo de iteraciones, autores .....	94
Figura N 48. Configuración de los cálculos del CFD, autores .....	95
Figura N 49. Vista detallada contornos CFD, autores .....	96
Figura N 50. Planos Creados a lo largo del VHA 14-XB en CFD, autores.....	97
Figura N 51. Detalle Herramienta tabla en CFD, autores .....	98
Figura N 52. Tabla Datos Creada en CFD, autores .....	98

## LISTA DE DIAGRAMAS

Diagrama N 1. Presión estática vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, autores. ....	42
Diagrama N 2. Temperatura estática vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, autores. ....	45
Diagrama N 3. Velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, autores	46
Diagrama N 4. Densidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, autores.	47
Diagrama N 5. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B (2.5°). ....	99
Diagrama N 6. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B (5°). ....	100
Diagrama N 7. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B (-2.5°). ....	101
Diagrama N 8. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B (-5°). ....	102
Diagrama N 9. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 (0°). ....	103
Diagrama N 10. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 (2.5°). ....	104
Diagrama N 11. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 (5°). ....	105
Diagrama N 12. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 (-2.5°). ....	106
Diagrama N 13. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 (-5°). ....	107
Diagrama N 14. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 (0°). ....	108
Diagrama N 15. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 (2.5°). ....	109
Diagrama N 16. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 (5°). ....	110
Diagrama N 17. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 (-2.5°). ....	111
Diagrama N 18. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 (-5°). ....	112
Diagrama N 19. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (0°). ....	113
Diagrama N 20. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (2.5°). ....	113

Diagrama N 21. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (5°).....	114
Diagrama N 22. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (-2.5°).....	115
Diagrama N 23. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (-5°).....	115
Diagrama N 24. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 (0°).....	116
Diagrama N 25. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 (2.5°).....	117
Diagrama N 26. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 (5°).....	118
Diagrama N 27. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 (-2.5°).....	119
Diagrama N 28. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 (-5°).....	120
Diagrama N 29. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (0°).....	121
Diagrama N 30. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (2.5°).....	122
Diagrama N 31. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (5°).....	123
Diagrama N 32. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (-2.5°).....	124
Diagrama N 33. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (-5°).....	125
Diagrama N 34. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 (0°).....	126
Diagrama N 35. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 (2.5°).....	126
Diagrama N 36. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 (5°).....	127
Diagrama N 37. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 (-2.5°).....	128
Diagrama N 38. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 (-5°).....	129

## GLOSARIO

**TUBÉRCULO:** Protuberancia localizada en el borde de la aleta de la ballena jorobada (*Megaptera novaeangliae*), también es conocido con el nombre de forúnculo debido al alto relieve que presenta de forma sinusoidal en la aleta pectoral de este mamífero. [1]

**EFECTO TUBÉRCULO:** La ballena jorobada posee unas protuberancias denominadas tubérculos en donde su principal función son la canalización del agua y la dividen en múltiples vórtices o remolinos, lo cual le da a la ballena mayor impulso permitiendo a la ballena tener mayor impulso y así mismo permite girar en sus aletas en ángulos más pronunciados. [2] Esto genera vórtices (remolinos) que provocan que el flujo permanezca apegado a la superficie superior de la aleta, lo cual aumenta la fuerza de sustentación evitando así el estancamiento. [3]

**BIOMIMETICA:** Es una nueva ciencia que se basa en el estudio de los modelos, sistemas, procesos y elementos naturales con el propósito de imitarlos y así encontrar soluciones prácticas a necesidades humanas, con la condición de que éstas sean sustentables. Luego de 3.8 millones de años de evolución las soluciones de la naturaleza son siempre innovadoras, eficientes y funcionan dentro de un balance perfecto con el medio ambiente, situaciones que la raza humana aún está muy lejos de lograr. Biomimética significa copiar a la vida. Para lograr esto, los científicos de múltiples campos del saber han iniciado el desarrollo de gran cantidad de proyectos encaminados a imitar los procesos naturales. [4]

**VHA (vehículo hipersónico aeroespacial):** Aeronave capaz de volar a velocidades superiores a 6 mach y condiciones atmosféricas de gran altitud. [5]

**SCRAMJET:** Sistema de propulsión de combustión supersónica que utiliza oxígeno atmosférico como oxidante evitando la necesidad de transporte de oxígeno líquido. [6-8]

**ATMÓSFERA:** Capa gaseosa de aproximadamente 10.000 km de espesor, compuesta de gases, partículas sólidas y líquidas atraídas por la gravedad terrestre. [7]

**ONDA DE CHOQUE:** Onda de presión abrupta que es producida por un objeto que viaja más rápido que la velocidad del sonido generando diferencias de presiones externas y aumento en la temperatura. [6-8]

**CONDICIÓN *ON-LIP*:** Condición ideal donde dos ondas de choque oblicuas inciden exactamente en el carenaje del motor scramjet. [9]

**CONDICIÓN *ON-CORNER*:** Reflexión de una única onda de choque realizada en la sección de compresión en un motor scramjet que incide en la pared superior del motor. [9]

***STARTED*:** Condición de motor encendido. [9]

***UNSTARTED*:** Condición de motor pagado. [9]

## RESUMEN

En el presente año 2017 con el avance tecnológico y gracias a los estudios e implementación de la biomimética se han implementado diferentes diseños en la industria aérea, naval y automotriz inspirados en la naturaleza animal con el fin de establecer nuevas tecnologías para la optimización y diseño de nuevos vehículos.

En este trabajo se aplicó el efecto tubérculo siendo este un diseño inspirado en la forma de la aleta de la ballena jorobada, el cual es un caso interesante de investigación a raíz de sus diferentes cualidades. Estas cualidades de la aleta pectoral de la ballena jorobada fueron estudiadas y analizadas en el vehículo hipersónico aeroespacial brasilero (VHA 14-X B), el cual es una aeronave experimental que opera a velocidades superiores de mach 7 y condiciones atmosféricas de 30 kilómetros de altitud impulsado por un motor de compresión supersónica (scramjet). Con el fin de aumentar las propiedades de rendimiento del VHA (Vehículo Hipersónico Aeroespacial) se verifica la viabilidad que tiene la implementación del efecto tubérculo en esta aeronave estudiando el comportamiento del flujo y sus propiedades a lo largo de cada una de las secciones de compresión del motor utilizando la herramienta de simulación computacional ANSYS-FLUENT, donde se verifican las diferentes configuraciones de tubérculos propuestas. Por lo tanto al realizar estas configuraciones se caracterizan los tubérculos de acuerdo a la posición en la aeronave, la geometría de cada uno de ellos y simulando las condiciones atmosféricas en donde opera el VHA, modificando los diferentes ángulos de ataque que presenta la aeronave durante su operación con el fin de obtener los datos necesarios para el desarrollo del proyecto y así determinar si es viable la aplicación del mismo.

**Palabras Clave:** Biomimética, Efecto tubérculo, VHA (Vehículo hipersónico aeroespacial), Onda de Choque, Scramjet y Ángulo de ataque

## ABSTRACT

In the present year 2017 with the technological advance and thanks to the studies and implementation of biomimetics different designs have been implemented in the industry, naval and automotive inspired by the animal nature with the purpose of establishing new technologies for the optimization and design of New vehicles.

In this work the tuber effect was applied, this being a design inspired by the shape of the humpback whale fin, which is an interesting case of investigation due to its different qualities. These qualities of the pectoral fin of the humpback whale were studied and analyzed in the Brazilian aerospace hypersonic vehicle (VHA 14-XB), which is an experimental aircraft that operates at higher speeds of mach 7 and atmospheric conditions of 30 kilometers of elevated altitude By a supersonic compression engine (scramjet). In order to increase the performance properties of the VHA (Aerospace Hypersonic Vehicle), the viability of the implementation of the tubercle effect in this aircraft is verified by studying the behavior of the flow and its properties along each of the compression sections of the Using the ANSYS-FLUENT computational simulation tool, which verifies the different configurations of the proposed tubers. Therefore, in making these configurations the tubers are characterized according to the position in the aircraft, the geometry of each of them and simulating the atmospheric conditions where the VHA operates, modifying the different angles of attack that the aircraft presents during its Operation in order to obtain the necessary data for the development of the project and thus determine if it is viable the application of the same.

**Keywords:** Biomimetics, Tuber Effect, VHA (Hypersonic Aerospace Vehicle), Shock wave, Scramjet and Angle of Attack



## 1. INTRODUCCIÓN

Con el paso del tiempo, desde aproximadamente hace unos 100 años tanto científicos como ingenieros han estado buscando soluciones para muchos de los problemas y necesidades que se viven a diario en la humanidad, independientemente de la actividad a la que se dedique el hombre ha recurrido a la naturaleza para su propio beneficio. [4-10]

La madre naturaleza lleva aproximadamente 400.000 millones de años de evolución; es la fuente de inspiración inagotable que nos ha proporcionado una infinidad de soluciones a los problemas existentes en el mundo, [3] y una de las formas que se ha podido sacar provecho de la naturaleza es través de la Ciencia.

Dentro de las ramas de la Ciencia, existe una rama en especial llamada BIOMIMETICA, que surge al imitar diferentes organismos de la naturaleza, se podría decir en pocas palabras que se encarga también de “extraer los secretos de la naturaleza”. [10]

Por ejemplo, entrando al campo aeronáutico, los hermanos Wright, comprenden la naturaleza del vuelo por medio de la observación a las aves, ahora uno de los grandes conflictos en que muchos ingenieros trabajan aproximadamente desde la invención de la primera aeronave es la disminución de arrastre en una superficie alar.

La aleta de la ballena jorobada (*Megaptera novaeangliae*), es una peculiaridad de este cetáceo, debido a que posee una variedad de relieves, es por ello que este caso es impecable ya que tales protuberancias son quienes llevan a cabo que la ballena jorobada, un mamífero de sorprendente masa pueda realizar saltos espectaculares.

A primera vista estos relieves son protuberancias conocidas en el ámbito de la biología marina como forúnculos o tubérculos; los cuales cumplen la misión de canalizar el flujo, creando corrientes y vórtices lo cual produce el “EFECTO TUBERCULO” [1, 3, 11, 12], esta canalización de flujo también cumple una función alimenticia en esta especie, la cual se alimenta de krill y peces pequeños.

Es aquí donde entra el estudio de este documento, pues se ha pensado en utilizar la forma de la aleta de la ballena jorobada (*Megaptera novaeangliae*), como fuente de diseño y ejemplo a seguir [1, 3 ,11] para aumentar la canalización del flujo de aire hacia el motor de combustión supersónica (Scramjet) de una aeronave de vuelo hipersónico.

El vehículo hipersónico aeroespacial 14-X B, es un demostrador tecnológico diseñado en el laboratorio de aerodinámica e hipersónica Profesor Henry T. Nagamatsu del Instituto de Estudios Avanzados (IEAv) de Brasil, basado en la combustión supersónica, diseñado para operar en un atmosfera de 30 kilómetros de altura a una velocidad de 6 a 7 Mach. [5]

## 1.1. OBJETIVOS

### 1.2. OBJETIVO GENERAL

Ejecutar el estudio aerodinámico de algunos demostradores tecnológicos de VHA por medio de una herramienta computacional aplicando el efecto tubérculo.

### 1.3. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

1.1.2.1 Comprender el comportamiento del efecto tubérculo.

1.1.2.2 Modificar el diseño del modelo de VHA aplicando el efecto tubérculo e implementando diferentes configuraciones en la amplitud de las protuberancias en la sección de compresión y expansión.

1.1.2.3 Validar los resultados obtenidos de la simulación con respecto a la bibliografía seleccionada.

1.1.2.4 Comparar y analizar el comportamiento del flujo de las configuraciones diseñadas con respecto al modelo original.

1.1.2.5 Evaluar la viabilidad de los diseños propuestos aplicados a la aeronave experimental VHA 14-X.

## 1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

### 1.2.1. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

Las limitaciones de los vehículos aeroespaciales para lanzar cargas útiles en órbita terrestre o más allá de la vía láctea requieren de una reducción continua de peso y consumo de energía [9], es por esta razón que ha crecido la industria aeroespacial, y se han desarrollado demostradores tecnológicos de vuelo hipersónico con combustión supersónica.

Básicamente se manifiesta que la industria aeroespacial es de un alto costo debido a la implementación de nuevas tecnologías, a los combustibles y materiales empleados. El crecimiento de un país depende de formalizar su propia industria y no depender de los países proveedores, es por ello que Colombia debe asumir su papel en este campo, [13] y comprender que el desarrollo tecnológico en los motores scramjet trae consigo un sistema de propulsión más interesante que los convencionales, además es económico y ecológicamente el más atractivo.

Durante la década de 1990 en adelante los vehículos de velocidad supersónica han tenido una mayor influencia en la industria, de allí se puedan destacar las siguientes aeronaves como desarrolladores tecnológicos: Estados Unidos se destaca con el prototipo de la NASA X-43 [14], por la parte de Boeing X-51 [15], Australia posee el Terrier-Orion [16], en el caso de Brasil se tiene el VHA X-14 y sus derivaciones que son los vehículos hipersónicos aeroespaciales X-14 B y X-14 S; todos ellos propulsados supersónicamente por un motor scramjet. [16]

De acuerdo a la afirmación de Fontan y Pinheiro<sup>17</sup> en el 23<sup>rd</sup> congreso internacional de ingeniería mecánica donde plantearon el objetivo de analizar la capa límite y sus interacciones con la onda expansiva en la rampa o sección de compresión del demostrador tecnológico VHA 14-X B, lo cual puede ocasionar la separación del flujo, basados en los resultados obtenidos que reflejan la separación del flujo en la simulación realizada en la entrada del mismo; con respecto a esta separación de flujo la canalización del mismo es objeto de estudio, apreciando la onda de choque en la sección de compresión y expansión que se origina en la aeronave aeroespacial experimental VHA 14-X B. la canalización de este flujo de aire a la entrada del scramjet nos lleva a la siguiente pregunta de investigación ¿Qué viabilidad presenta la aplicación del efecto tubérculo en los demostradores tecnológicos aeroespaciales?

Un claro ejemplo de canalización de flujo se evidencia en la aplicación de tubérculos en el perfil NACA 0021, que trae consigo un aumento del 8 %

aproximadamente de la sustentación después de la formación de los primeros vórtices generados. [4]

## 1.2.2. JUSTIFICACIÓN

Desde la década de 1990 el estudio en los vehículos aeroespaciales se ha intensificado, de tal manera que presenta desarrollos tecnológicos en toda la industria aeronáutica y aeroespacial. Un claro ejemplo de ello es el motor scramjet, el cual es un estatorreactor de combustión supersónica, y estos avances tecnológicos se intensifican para satisfacer la operatividad de las aeronaves que alcanzan altas velocidades, en otras palabras a mayores velocidades, es necesaria la combustión supersónica para maximizar la eficiencia del proceso de combustión en la aeronave. [7-13-17]

En el presente trabajo se aplica la Biomimética para la optimización de la combustión la aeronave a altas velocidades, es de allí donde se implementa el diseño de la aleta de la ballena jorobada que asimila un sistema de protuberancias llamados tubérculos los cuales se ubicarán en la sección de compresión o en la sección de expansión de la aeronave VHA 14-X B, con el fin de canalizar el flujo en la admisión de aire del motor scramjet.

Según Galvão<sup>5</sup> hoy en día, el VHA 14-X es un proyecto estratégico del Departamento de Ciencia y Tecnología Aeroespacial (DCTA), donde el objetivo es diseñar, desarrollar, y fabricar para demostración en vuelo libre a 30km altura en número Mach 7 a 10, un demostrador de tecnología scramjet.

En marzo de 2012, la coordinación del VHA 14-X propuso nuevas versiones basadas en el 14-X [19], en el que el 14-X B se ha diseñado para demostrar la tecnología scramjet a 30km de altitud, con número de Mach 7. El análisis teórico analítico [18], la simulación de dinámica de fluidos computacional [18,19] y la investigación experimental, antes del vuelo a lo largo de la atmósfera terrestre fueron realizados.

Se realiza un estudio aerodinámico para identificar el comportamiento del flujo a régimen hipersónico sobre la aeronave en estudio.

Se evidencian múltiples aplicaciones que trae este estudio en el ámbito ingenieril, resaltando la importancia que tiene este para el campo aeronáutico en la construcción de futuros modelos de aeronaves que abarquen mayor maniobrabilidad, alta velocidad y grandes características aerodinámicas.

### 1.3. MARCO TEÓRICO

La velocidad supersónica e hipersónica actualmente es algo muy codiciado en la industria aeroespacial [13]; tanto en la campo civil como militar, y a pesar de sus limitaciones como lo enuncia Draco<sup>13</sup>, cada vez más se invierte en su desarrollo, dando sus frutos, generando expectativas, posibilidades a nuevos campos de desarrollo y demostrando cada día que no es imposible superar grandes velocidades, entre estas la del sonido.

#### 1.3.1. RÉGIMEN DE FLUJO.

##### 1.3.1.1. Régimen Supersónico

Se define como flujo supersónico cuando el campo de flujo es mayor a Mach 1 (343 m/s), considerando el flujo sobre un cuerpo en forma de cuña (ver figura N 1) se evidencia que la onda de choque se une al inicio del cuerpo, donde antes del choque cambia la corriente de aire de forma discontinua, [8] teniendo antes del choque un comportamiento de corrientes rectas, paralelas y horizontales, y después del choque un flujo con corriente paralela y recta con respecto a la superficie del cuerpo.

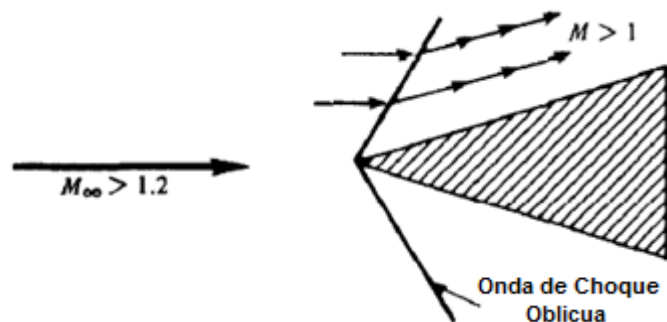


Figura N 1. Onda de Choque-Régimen supersónico, tomado de [8]

### 1.2.1.2. Régimen Hipersónico

Debido a la onda de choque oblicua originada como se mostró en la figura anterior, hay un aumento excesivo de temperatura, presión y densidad del flujo. A medida que el Mach aumenta estas propiedades aumentan drásticamente al punto de disociar el flujo. [8]

Como consecuencia del aumento del número Mach, la onda de choque se acerca más al cuerpo, como se observa en la Figura N 2, en Mach 5 es el punto donde se divide el flujo de régimen supersónico a hipersónico.

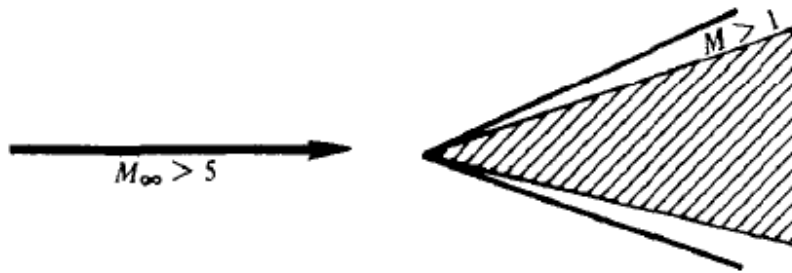


Figura N 2. Onda de choque-Régimen hipersónico, tomado de [8]

Gradualmente las características del flujo aparecen con el aumento del Mach, entre lo cual se caracteriza:

- Aumento de temperatura y presión
- Baja densidad a gran altitud
- Capa delgada de la onda de choque
- Interacción de viscosidad
- Interacción de vorticidad entre la capa limite y la capa de entropía

Se detallan estas características en la Figura N 3.

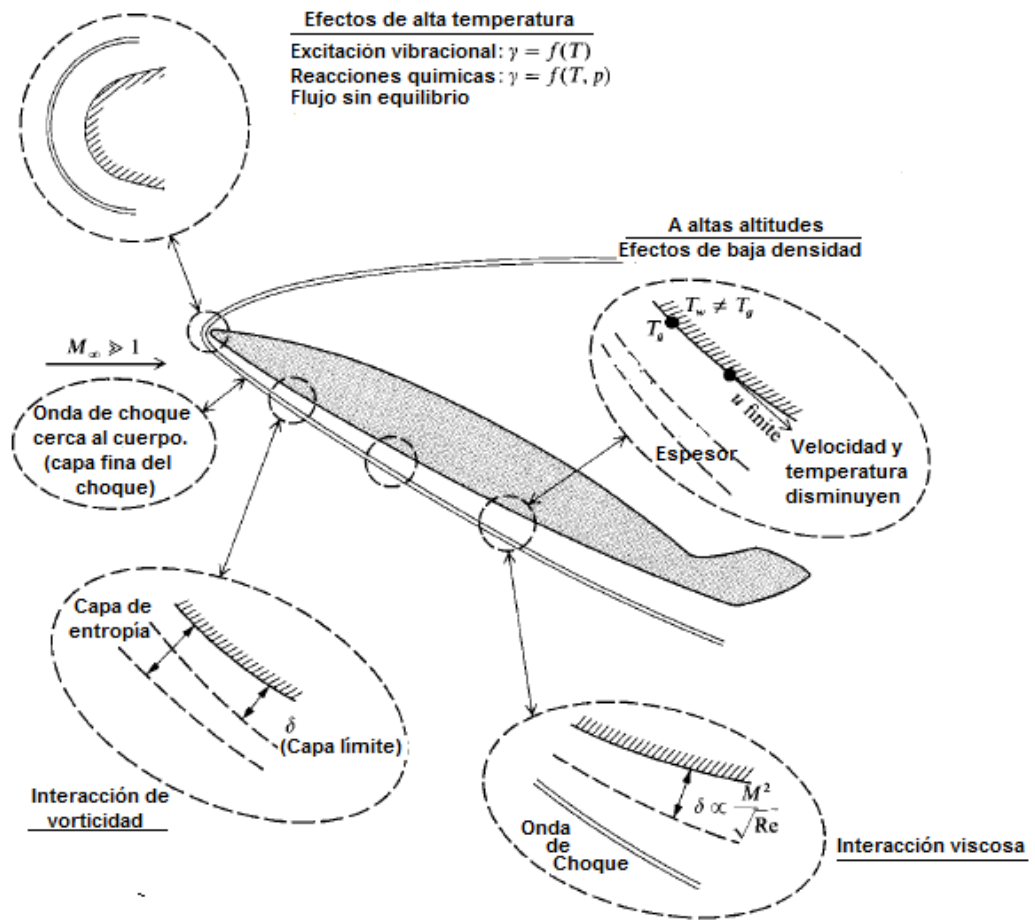


Figura N 3. Características del flujo hipersónico, tomado de [39]

### 1.3.2. ONDA DE CHOQUE

#### 1.3.2.1. Onda de choque oblicua.

Este tipo de onda ocurre cuando el flujo supersónico es convertido en sí mismo [30]; considerando una superficie con una inclinación positiva con un ángulo ( $\theta$ ) por la cual viaja el flujo y este es modificado por tal inclinación, el flujo tiende a desviarse hacia arriba con dirección al volumen principal del flujo sobre la superficie, este cambio de dirección corresponde a una onda de choque oblicua direccionada al flujo libre, todas las corrientes experimentan el mismo ángulo de deflexión en el choque. El flujo que se encuentra después de la onda de choque



presenta una disminución de la velocidad (mach), con esto aumentando la temperatura, presión y densidad, como lo se observa en la Figura N 4.

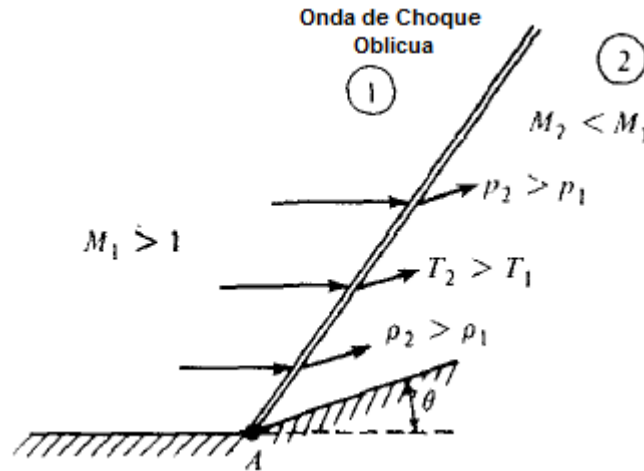


Figura N 4. Onda de Choque Oblicua, tomada de [8]

### 1.3.2.2. Onda de choque reflejada

Al considerar una onda de choque oblicua incidente sobre una pared, como se muestra en la Figura N 5, se evidencia que la onda de choque se refleja debido a las condiciones del límite físico de la pared, donde las líneas del flujo deben ser paralelas a la pared.

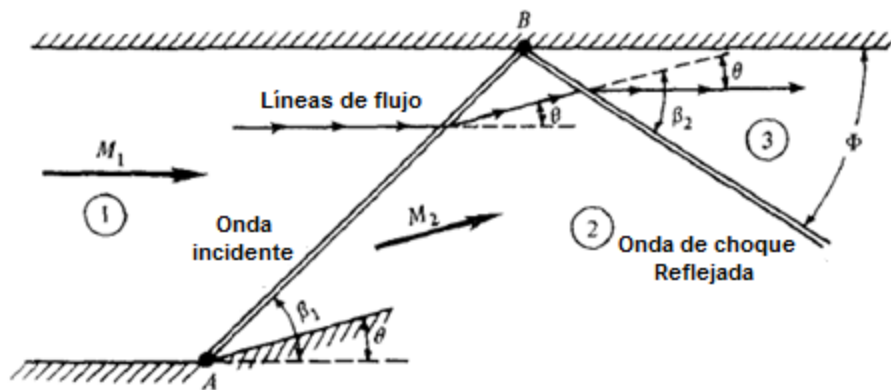


Figura N 5. Onda de choque reflejada, tomado de [8]

El flujo en la región 1, con  $M_1$  se desvía a través de un ángulo ( $\theta$ ) en el punto A, generando que la onda de choque impacte en el punto B ubicado en la región 2, donde las líneas de flujo se ven inclinadas con el mismo ángulo ( $\theta$ ), donde se refleja la onda de choque provocando que el flujo siga su dirección inicial paralelo a la superficie como se denota en la región 3. [8,16]

### 1.3.2.3. Onda de Expansión

Cundo se modifica negativamente la superficie de contacto con un ángulo ( $\theta$ ) por la cual atraviesa el flujo se forma una onda de expansión generada cuando el flujo supersónico es alejado de sí mismo; causando que las líneas de corriente de flujo sean desviadas hacia abajo alejándose del volumen principal de flujo. Dicho cambio de dirección se presenta a raíz de la onda de expansión generada en el punto A al momento de cruzar la onda de expansión la velocidad del flujo aumenta (Mach) como se denota en la Figura N 6, modificando sus propiedades en donde la temperatura, densidad y presión decrecen. [8-39]

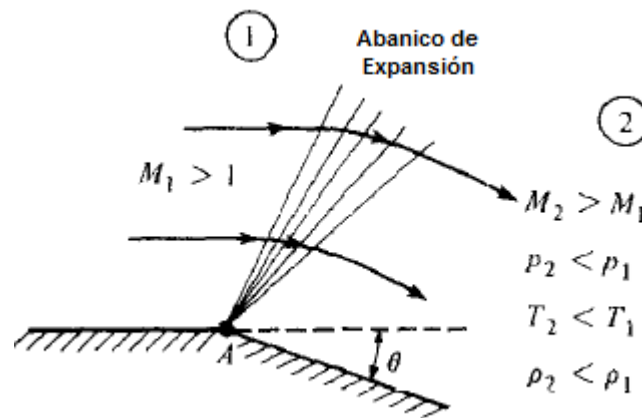


Figura N 6. Onda de expansión, tomado de [8]

### 1.3.2.3.1. TEORÍA DE PRANDTL-MEYER

La metodología dada por Martos<sup>16</sup> donde explica la función de Prandtl-Meyer estipulada en [8], donde el abanico de la onda de expansión de carácter isentrópico deriva deflexiones infinitesimales expresadas por la ecuación N 01, donde:

M= Número Mach

$\gamma = 1.4$

$\vartheta$  es el giro total de la esquina, la relación entre  $\theta$  y el número de Mach ascendente y descendente.

$$\vartheta(M) = \sqrt{\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} (M^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1}$$

$$\theta_2 = \vartheta(M_2) - \vartheta(M_1)$$

Ecuación N 01

Como se menciona anteriormente, el número de Mach de un flujo supersónico aumenta a través de un abanico de la expansión, como se muestra en la Figura N 7, donde este aumento depende del número de Mach de entrada y el ángulo de la expansión. La interpretación física de la función de Prandtl-Meyer es que es el ángulo a través del cual debe expandir un flujo sónico ( $M = 1$ ) de caudal para obtener un número de Mach dado. [8-22]

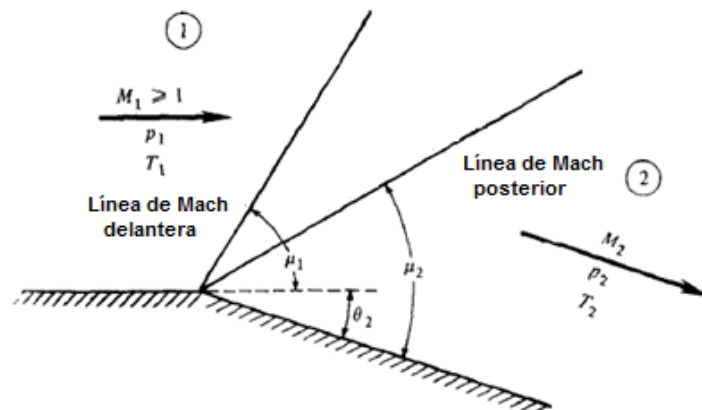


Figura N 7. Onda de expansión Prandtl-Meyer, tomada de [8]

### 1.3.3. ANÁLISIS CRONOLÓGICO.

Para el año en curso 2017, se encuentran varios desarrolladores tecnológicos (A-B-C-D) debido a la exploración aeroespacial con motores scramjet que se ha intensificado en las últimas dos décadas, estos demostradores experimentales y vehículos hipersónicos aeroespaciales (VHA) los enunciamos a continuación:

- A. X-43, programa americano dirigido de la NASA.
- B. Boeing X-51, programa dirigido por el laboratorio de investigación de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos.
- C. Terrier-Orion, programa australiano (Motor scramjet).
- D. X-14, X-14 A, X-14 S, programa brasilero.

Antes de referir en detalle cada uno de estos vehículos aeroespacial primero hay que comprender el funcionamiento de los motores scramjet, siendo este el componente esencial en estas aeronaves, debido a su principio de aspiración de aire para llevar acabo la propulsión. Para comprender tal funcionamiento empezaremos por describir brevemente su antecesor el motor ramjet.

Un motor ramjet es el motor consecutivo a un turboreactor, el cual no supera una velocidad de Mach 3, el ramjet también es conocido con el nombre de estatorreactor, este tipo de motor carece de partes móviles (turbinas, compresores) ya que la compresión depende de la velocidad y aumenta drásticamente con la velocidad que lleve el vehículo [22], llegando hasta a una velocidad de Mach 6.

De acuerdo a Heiser y Pratt<sup>6</sup>: “el primer ciclo en cualquier potencia térmica convencional es la compresión”, el flujo de aire es comprimido en varias etapas, incluyendo cuando este flujo pasa a través de una o varias ondas de choque oblicuas generadas por el cuerpo anterior es decir por el difusor. Desacelerando el flujo supersónico a subsónico por medio de una corriente de ondas de choque normales, dirigiéndolo a un ducto divergente donde le es inyectado el combustible, originado la mezcla y quema del mismo, es entonces allí cuando el aire caliente acelera nuevamente el flujo de salida debido a la alta presión y arroja los gases por una tobera convergente-divergente por efecto venturi, dando como resultado un empuje.

Dicho en otras palabras y cómo se puede observar en la Figura N 8, el combustible quemado entrega una energía térmica al flujo, haciendo que se

expanda a altas velocidades a través de la boquilla a velocidades mayores que el aire de entrada, lo que produce una fuerza hacia adelante conocida como empuje. [22]

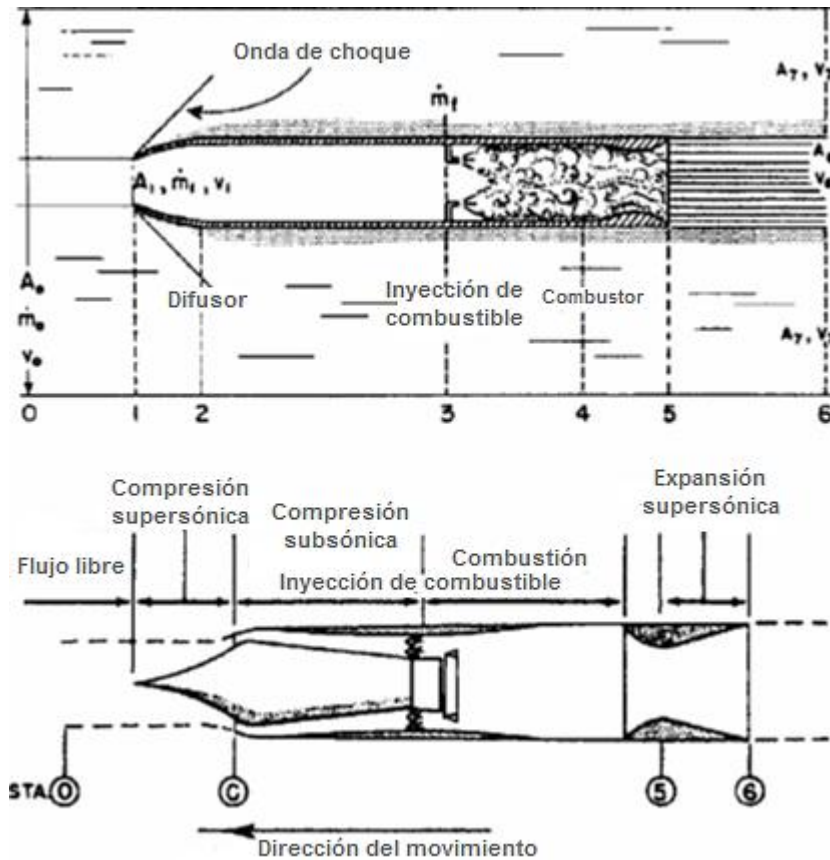


Figura N 8. Elementos del ciclo de alimentación y recorrido del flujo de un motor ramjet, tomada de [22]

#### 1.3.4. MOTOR SCRAMJET

Entrando en materia el motor scramjet a diferencia del motor ramjet realiza la combustión de manera supersónica, debido a la adaptación de geometría realizada en el motor ramjet para desacelerar el flujo evitando las ondas de choque normales, puesto que la velocidad del aire que se aproxima de acuerdo al marco de referencia del vehículo o motor, representa energía cinética relativa, y cuando este flujo es desacelerado, disminuye la energía cinética y por

conservación de energía, se requiere que cualquier energía que haga falta debe aparecer como energía interna con el resultado de la presión, temperatura y densidad de los gases de salida son considerablemente más altos que el flujo de corriente libre.

Cuando se excede la velocidad de vuelo por encima de Mach 6, este efecto es tan pronunciado que no es muy ventajoso desacelerar el flujo a velocidades subsónicas. [6] Dependiendo de las condiciones de vuelo y el funcionamiento del difusor, las consecuencias adversas pueden incluir excesiva presión, para la estructura del quemador de combustible, provocando pérdida de rendimiento debido al sistema de ondas de choque normales, transferencia de calor excesiva en paredes y pérdida de energía química en la combustión de la disociación del combustible.

En la siguiente Figura N 9, se detallan las diferencias con respecto al motor ramjet.

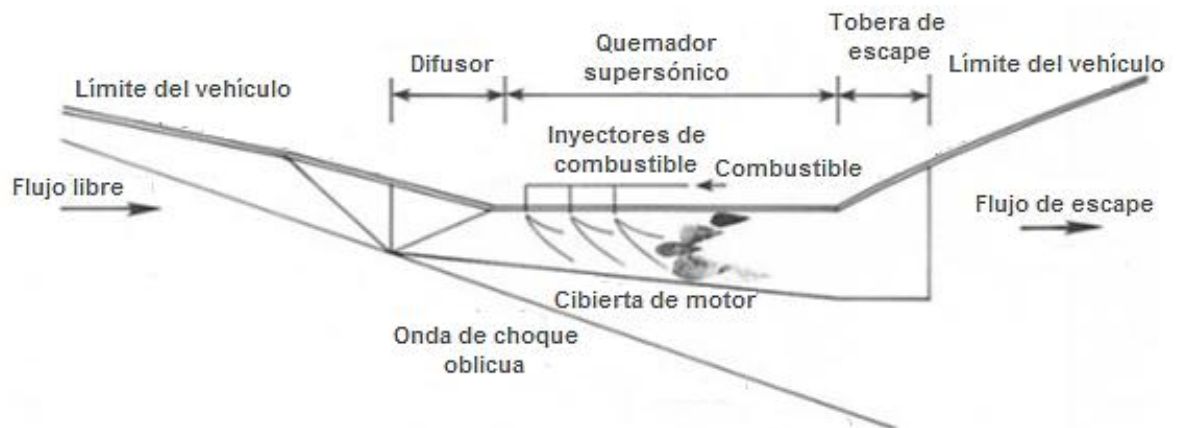


Figura N 9. Diagrama bidimensional de un motor scramjet, tomada de [6]

El difusor es responsable de parte de la compresión y desaceleraciones del flujo, gran parte de ello se realiza invariablemente mediante ondas de choque oblicuas que provienen de la parte anterior del vehículo localizadas arriba del motor, según Heiser y Pratt<sup>6</sup>, “permite que el motor aproveche la inevitable corriente del flujo libre por el vehículo y reduce la carga del difusor, además dado que el flujo de salida es supersónico y la geometría es totalmente convergente”; el combustible es inyectado en el flujo supersónico justo debajo del difusor, concretando una

mezcla rápida y completa (especialmente cuando se debe aprovechar todo el oxígeno que ingresa) ya que el proceso de combustión es más corto, las cargas de calor aumentan ya que la energía del próximo flujo combinada con la densidad local del combustible de la compresión en lugar de la combustión en curso.

Para terminar con las características más relevantes del motor scramjet la tobera de escape debe ser divergente ya que el flujo de salida es de régimen supersónico y parte de la aceleración puede tener lugar fuera del conducto de confinamiento usando la parte trasera del vehículo como una zona o superficie de expansión libre. [6]

De la manera más simple un ramjet vuela en régimen supersónico y realiza la combustión con flujo subsónico, y un scramjet vuela a régimen hipersónico realizando su compresión con flujo supersónico; pero ambos necesitan de otro medio de propulsión para ser acelerados y alcanzar la velocidad requerida de Mach 3 a Mach 10 correspondientemente.

#### 1.3.5. PROTOTIPOS DE VHA DESTACADOS.

En la Tabla 1 se detallan los demostradores de VHA enunciados al principio del presente capítulo, y las aeronaves aeroespaciales experimentales, que se encuentran en desarrollo.

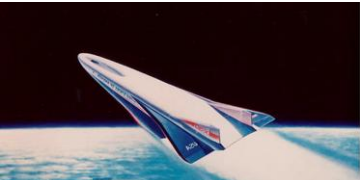


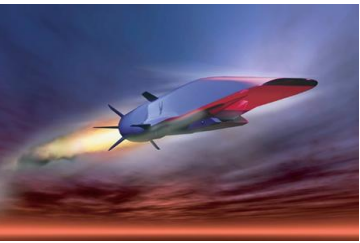
PROTOTIPO	MODELO VHA	PROGRAMA	AÑO	CARACTERISTICA-OBSERVACIÓN
 <p>Tomado de [42]</p>	X-30	NASP	1982	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Operación en órbita baja con una velocidad esperada de Mach 25.</li> <li>2.Despegue y aterrizaje en un aeropuerto convencional.</li> <li>3. Peso de 140.000 kg, Despegue de 1.370 KN,</li> <li>4.Operación del motor scramjet con hidrogeno.</li> <li>5.Legado en nuevas tecnologías: avances en alta temperatura, estudio de materiales compuestos, dinámica de fluidos computacional.</li> </ol>
 <p>Tomado de [16]</p>	TERIER-ORION	HYSHOT	2001	<ol style="list-style-type: none"> <li>1.Proyecto de la universidad de Queensland lanza sobre el cohete Terrier-Orion un modelo de motor scramjet alcanzando una velocidad de Mach 7.6 a 35 km de altitud</li> <li>2.La longitud total del Scramjet es de 625 mm y la cámara de combustión tiene 24 mm de altura. Cuatro inyectores de combustible de 2 mm de diametro ubicados a 45° e la entrada con respecto a la superficie horizontal</li> </ol>
 <p>Tomado de [43]</p>	X-43 A	HYPER-X NASA	1990	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Diseño para vuelo autonomo a velocidades Hipersonicas hasta MACH 10</li> <li>2. Empuje maximo 2.800 Lbf</li> <li>3.Prueba de vuelo a los 95.000 Fts</li> <li>4. Los principales objetivos del proyecto son aumentar las capacidades de carga util y reducir costo para futuros vehiculos</li> <li>5. Último vuelo de prueba fue en 2004</li> <li>6. velocidad maxima alcanzada de Mach 9,6</li> <li>7. opero aproximadamente durante 10 segundos</li> </ol>
 <p>Tomado de [14]</p>	X-51	ESFUERZO COOPERATIVO DE LA FUERZA AÉREA DE ESTADOS UNIDOS , DARPA , NASA ,BOEING Y PRATT & WHITNEY ROCKETDYNE	1990	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Prueba de vuelo a 70.000 fts</li> <li>2. Impulsado inicialmente por un cohete MGM-140 ATACMS hasta alcanzar mach 4.5</li> <li>3. Posteriormente acelerado por un motor scramjet (Pratt &amp; Whitney Rocketdyne SJY61 ) alcanzando la velocidad de 5 mach</li> <li>4. Último vuelo de prueba mayo 2013</li> <li>5. El motor produce entre 400 y 1000 libras de empuje</li> <li>6. Su vuelo experimental tardo aproximadamente 200 segundos</li> </ol>

Tabla 1. Vehículos Hipersónicos Aeroespaciales destacados.




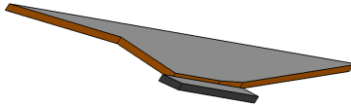
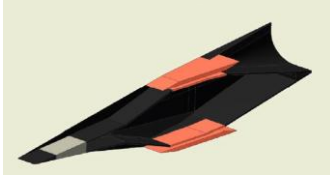
PROTOTIPO	MODELO VHA	PROGRAMA	AÑO	CARACTERISTICA-OBSERVACIÓN
 <p>Tomado de [19]</p>	14-X	PROGRAMA BRASILEIRO INICIADO POR LA IEAV Y LA FUERZA AEREA BRASILEIRA	2009	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Configuración waverider</li> <li>2. Vuelo entre Mach 7 y Mach 10 a una altitud de 30 km</li> <li>3. Establece una onda de choque cónica en el borde de ataque</li> </ol>
 <p>Tomado de [46]</p>	14-X B	BRASILEIRO	2012	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Su configuración plana en la parte superior hace que se genere una onda de choque oblicua en el borde de ataque</li> <li>2. Vuelo de operación a una altitud de 30km a una velocidad de Mach 6 a 10</li> <li>3. Ángulo de borde frontal delantero de 5.5 ° (primera rampa) y ángulo de rampa de compresión de 14,5° (segunda rampa)</li> <li>4. La cámara de combustión es de 258,63 mm de largo con el área constante, siguiendo por 134mm de largo con un ángulo de 4,27°</li> </ol>
 <p>Tomado de [45]</p>	14-X S	BRASILEIRO	2011	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Por eje de simetría se duplica la versión del VHA 14-X B, donde los contornos superiores e inferiores son iguales</li> <li>2. La altura de la sección transversal es de 224,35 mm y una cámara de combustión 129,32 mm.</li> <li>3. El ángulo de combustión de la cámara de expansión interna de 4.27° y el ángulo de expansión externo de 10.73°</li> </ol>

Tabla 1. Vehículos Hipersónicos Aeroespaciales destacados.

#### 1.4. EL EFECTO TUBÉRCULO

Para el estudio realizado se ha implementado Biomimética donde se destaca a uno de los pioneros de la investigación del efecto tubérculo el cual es el biólogo Franck E. Fish [1], quien en compañía de otros científicos llegan a concluir que los tubérculos mejoran las propiedades de elevación en un 8% y aumenta en un 40% la optimización de ángulos pronunciados de elevación.

En la Figura N 10, se pueden observar los tubérculos o protuberancias destacadas en la aleta pectoral de la ballena jorobada.



Figura N 10. Tubérculos de la aleta dela ballena jorobada, tomado de By design [3]

El efecto tubérculo es definido como las ondulaciones presentadas en el borde de ataque de un perfil alar, en este caso de estudio se han realizado varios análisis a partir de simulaciones computacionales donde se han destacado algunas de las ventajas de los tubérculos o protuberancias en el borde de ataque de un perfil aerodinámico, se enfatiza que el perfil en el cual se han encontrado estudios es el NACA 0021, y se han hallado datos que a régimen subsónico los tubérculos aumentan en un 8% la sustentación y disminuyen en un 14% el arrastre [1,2,3,10,11,12]. Es un caso muy interesante pero el estudio en el que se ha basado este documento es muy particular aclarando que el caso de estudio se enfoca en aplicar el efecto tubérculo a un VHA.

## 2. METODOLOGÍA

Este estudio es basado en el tipo de investigación experimental, tal y como lo afirma Ferrer<sup>38</sup>: “este método implica comparar el efecto de una condición entre dos grupos o más”, es decir hacemos referencia a los posibles diseños postulados aplicando el efecto tubérculo a los demostradores tecnológicos, debido a esto la metodología cuantitativa que establece el análisis de los datos obtenidos por de una simulación computacional.

La aeronave experimental seleccionada para aplicar el efecto tubérculo es el demostrador tecnológico VHA 14-X B, basado en la combustión supersónica (scramjet), diseñado para volar en la atmosfera terrestre a una altitud de 30 Km con una velocidad de Mach 7. El VHA 14-X B actualmente se encuentra en desarrollo en el laboratorio de aerodinámica e hipersónica Profesor Henry T. Nagamatsu del Instituto de Estudios Avanzados (IEAv). [18]

El modelo de la superficie inferior del 14-X B fue diseñado basado en la teoría de flujo bidimensional compresible (relaciones de ondas de choque oblicua) y de onda de expansión (la teoría de Prandtl-Meyer) [13], teniendo en cuenta el caso más simple, es decir flujo no viscoso, aire como gas calóricamente perfecto y sin combustión del motor scramjet. Es aplicada la siguiente restricción: las ondas de choque incidentes generadas en la punta de las rampas de compresión de  $5,5^\circ$  y  $14,5^\circ$  golpean el carenaje del motor (condición de choque *on-lip*). La onda de choque refleja generada en el borde delantero del carenaje golpea la entrada de la cámara de combustión (condición de choque *on-corner*) como se muestra en la Figura N 11.

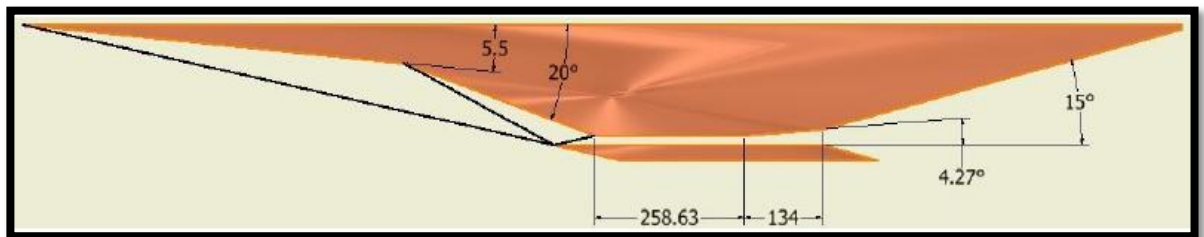


Figura N 11. Aeronave VHA 14-X B, tomado de [9,12]

De acuerdo a las ondas de choque generadas en cada sección se ha decidido por tal razón incorporar la Biomimética como ciencia elemental en este estudio,

establecidos en la forma sinusoidal de la aleta de la ballena jorobada, obteniendo como resultado la canalización de vórtices para proporcionar una mejor combustión y en dado caso mayor elevación. [30]

A partir de este indicio se realizan modificaciones al modelo original de VHA 14X-B, dando origen a una serie de configuraciones donde se ubican estratégicamente los tubérculos en las primeras dos rampas del modelo en cuestión.

Conforme con Pachon<sup>9</sup> en el cuarto congreso argentino de ingeniería aeronáutica se define que: “El objetivo del desarrollo de vehículos aeroespaciales aspirados es maximizar la eficiencia del sistema propulsor y al mismo tiempo reducir los costos de acceso al espacio”.

La propulsión aeroespacial actualmente, es dominada por los sistemas de propulsión cohete, los cuales necesitan llevar en su estructura interna el combustible y un oxidante para realizar el proceso de combustión.

Por lo cual uno de los inconvenientes en los VHA está dado por los sistemas cohete y en consecuencia a ello se limita la carga útil aproximadamente en un 6% del peso total del vehículo, ya los sistemas aspirados capturan el oxidante de la atmosfera permitiendo una mayor capacidad de carga útil. Por otro lado, en términos de eficiencia los sistemas aspirados tienen mayor impulso específico en relación a los motores cohete para velocidades menores a número de Mach 20, como es observado en la Figura N. 12. [9]

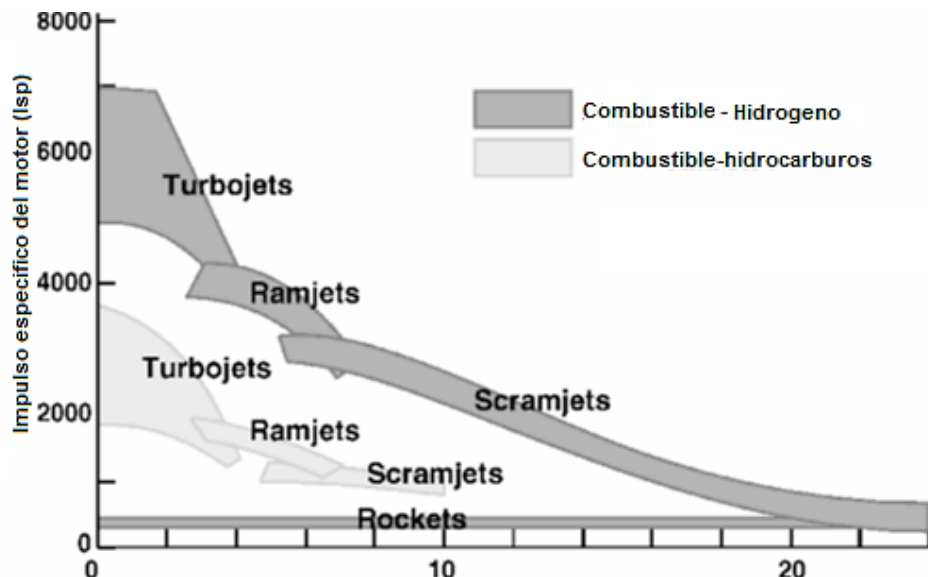


Figura N 12. Impulso específico de motores aeroespaciales, tomado de [9, 22]

El VHA 14-X B, se adaptada a las investigaciones experimentales de Heiser Y Pratt [6], ya que es necesaria la nomenclatura para el análisis teórico y de simulación computacional como se muestra en la Figura N 12; donde se divide en tres componentes:

- a. Sección de compresión - (externa-interna) – entrada
- b. Sección de ignición - Cámara de combustión
- c. Sección de expansión – (interna-externa) - salida

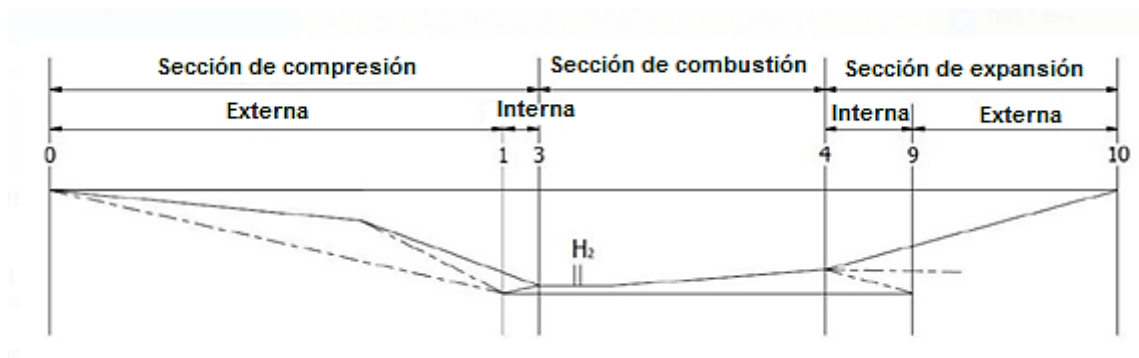


Figura N 13. Nomenclatura y secciones del VHA 14-X b, tomado de [5]

Se hace énfasis que en el presente documento se proveerán resultados en el análisis de la sección de compresión.

## 2.1. CONDICIONES ATMOSFÉRICAS.

El VHA 14-X B está diseñado para una operación de vuelo a Mach 7 a una altitud de 30 kilómetros, por lo cual nos remitimos a The U.S. Standard Atmosphere, 1976 [41], un documento basado en datos experimentales recolectados y revisados periódicamente por la NASA, para determinar las propiedades del flujo descritas en la Tabla 2.

<b>ALTITUD [Km]</b>	<b>TEMPERATURA [K]</b>	<b>PRESIÓN [Pa]</b>	<b>DENSIDAD [kg/m<sup>3</sup>]</b>	<b>VELOCIDAD DEL SONIDO [m/s]</b>
30	226.5	1197	$1.841 \cdot 10^{-2}$	301.7

Tabla 2. Condiciones de Flujo, tomado de [41]

Se toma como base el estudio realizado por los autores [2, 9, 16, 37], como modelo original teniendo en cuenta que se realiza la simulación del modelo original siendo esta validada con los resultados obtenidos por las referencias anteriormente nombradas.

### 3. DESARROLLO DEL PROYECTO

Es preciso considerar en este capítulo que para la comprensión de los datos se deben tener en cuenta los siguientes fenómenos físicos fundamentales:

- a. Conservación de masa
- b. Conservación de cantidad de Momentum.
- c. Conservación de energía
- d. Segunda ley de la termodinámica-Entropía

#### 3.1. MODELO 14-X B.

En primer lugar se identifica el análisis computacional de acuerdo a las referencias encontradas, los cuales utilizan como software CFD, ANSYS-FLUENT, caracterizando el dominio computacional, el cual se aprecia en el Apéndice A.

En segundo lugar se evidencia la simulación computacional del modelo original, validada con los resultados obtenidos de [5, 16, 19, 37, 46, 45], haciendo énfasis que la simulación es realizada con las características de un flujo calóricamente perfecto, es decir con  $\gamma = 1.4$ , flujo no viscoso y basados en la simulación del caso 1 de Barros & Toro [5], con una velocidad de Mach 7 a una altitud de 30 Km.

De acuerdo a lo resaltado en la sección de la nomenclatura del VHA 14-X B, la sección de estudio y análisis en la que se especificara es la sección de compresión denotada en la Figura N 14, donde se muestra un esquema 2D de la geometría del modelo 14-X B. La sección de compresión es formada por una rampa de compresión con un ángulo de  $5.5^\circ$ , seguida de una segunda rampa de compresión con un ángulo de deflexión de  $14.5^\circ$ . El carenaje del motor está posicionado perfectamente en la intersección de las ondas de choque formadas por ambas rampas, de tal manera que la onda reflejada llega al borde superior de la cámara de combustión. [9]

El proceso de compresión es realizado principalmente en dos etapas definidas por las deflexiones producidas por las superficies delanteras de la estructura del vehículo (Externa) y por la compresión realizada por la onda de choque relegada en el carenaje del motor, situada en la garganta del dispositivo (interna).

La compresión externa es realizada a través de las dos ondas de choque oblicuas que se originan en las rampas del dispositivo de entrada del vehículo en estudio.

Para las condiciones ideales, las ondas de choque inciden exactamente en el borde de ataque del carenaje del motor (condición *on-lip* en el borde de ataque) y son reflejadas en una única onda de choque que realiza la compresión interna del flujo e incide en el borde de la pared superior del motor (condición *on-corne* justo a la entrada del motor). La estructura de las ondas de choque de la Figura 14, es generada bajo condiciones de flujo dadas anteriormente con el modelo 14-X B con un ángulo de ataque nulo ( $0^\circ$ ).

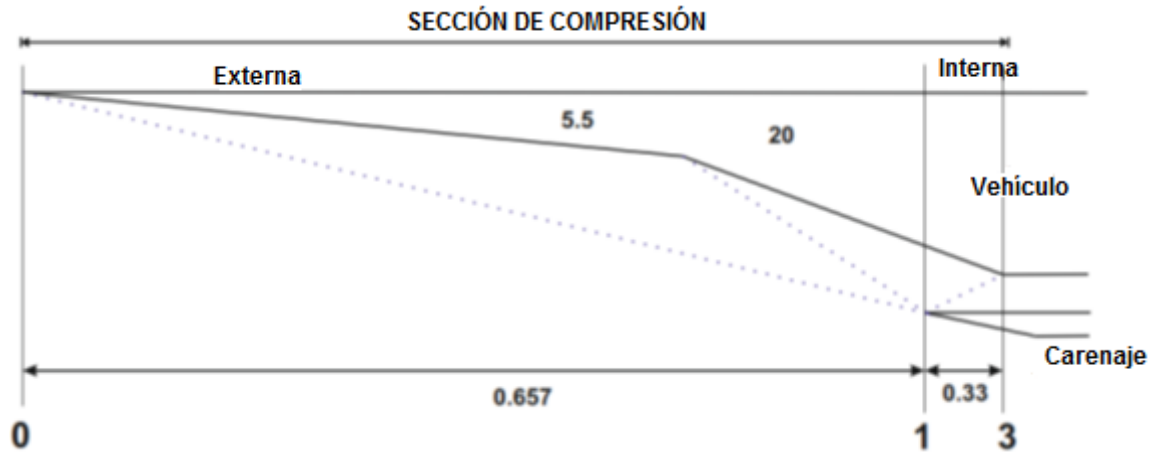


Figura N 14. Geometría del dispositivo de entrada del VHA 14-X B, tomada de [9]

### 3.1.1. SIMULACIÓN CFD MODELO 14-X B ORIGINAL.

Como soporte de los datos obtenidos de las diferentes fuentes bibliográficas se realiza la simulación original, siendo esta validada con las siguientes gráficas de y diagramas de las condiciones del flujo establecida a través del VHA.

A continuación se muestra el modelo CAD realizado como geometría base para la simulación CFD que se realizó en el software ANSYS-FLUENT, caracterizando las medidas correspondientes del VHA 14X-B estipuladas por [9, 16, 37]



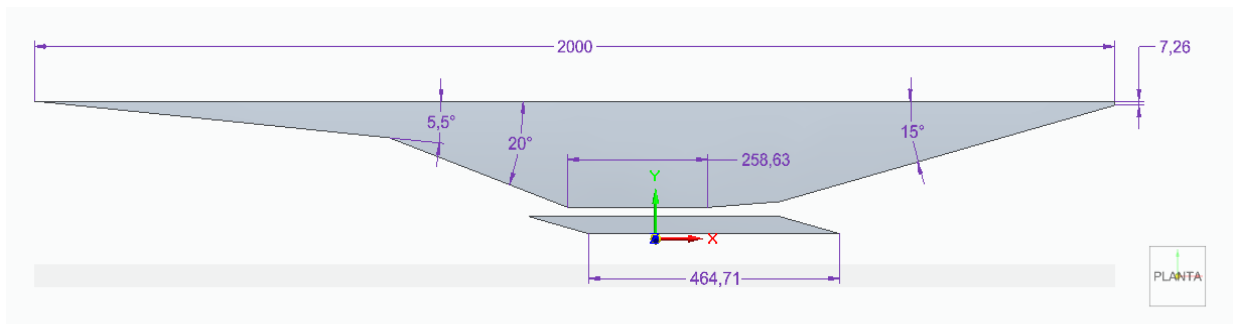


Figura N 15. Modelo CAD VHA 14-X B, autores.

Se evidencia la generación de las ondas de choque tanto en la primera como en la segunda rampa, como en la sección de compresión-externa, como se puede observar en la Figura N 16; en consecuencia a ello se reflejan en una sola onda justamente en la entrada de la cubierta del motor, apreciando que la presión en la rampa 1 oscila entre los 2000 y 4000 Pa, en la rampa 2 hay un aumento que arroja una medida que oscila 9000 y 20000 Pa y a la entrada del motor si se evidencia una presión de 76000 Pa aproximadamente.

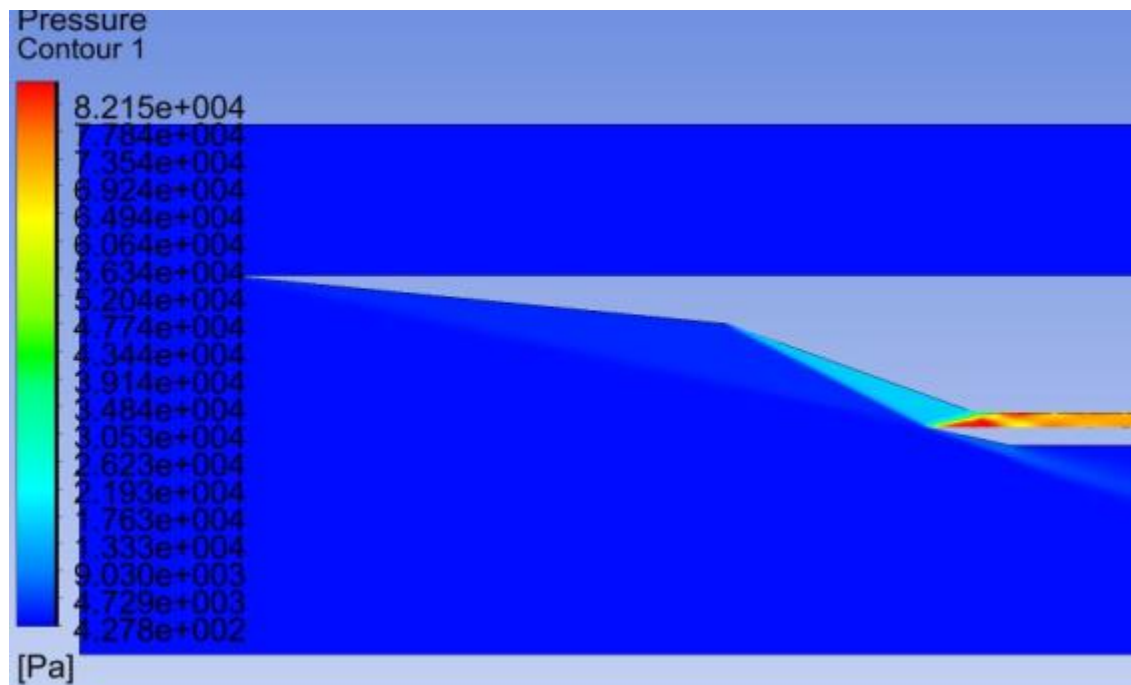


Figura N 16. Contornos de colores de Presión en la sección de compresión, autores.

Se denota el tren de choque dentro de la cámara de combustión (ver Figura N 16) y por ello el Diagrama N 1, representa la presión estática con respecto a la posición a lo largo del VHA 14-X B, donde la sección de compresión-interna empieza a elevar la presión.

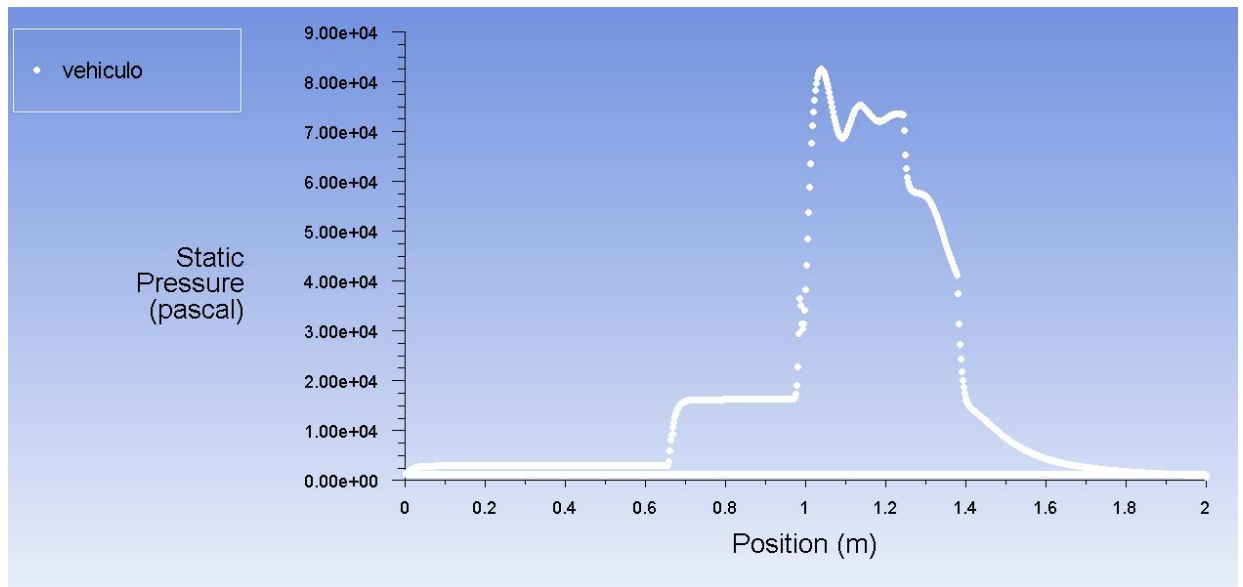


Diagrama N 1. Presión estática vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, autores.

En la Figura N17, se indica que la temperatura en la cámara de combustión es estable y perfectamente idónea para que el hidrogeno realice la ignición, de acuerdo a las propiedades del hidrogeno, las cuales se muestran en la Tabla 3, la temperatura mostrada en el CFD correspondiente a la Figura N17 es la más adecuada para la combustión, ya que está en un rango de 1000 K y 1260 K.

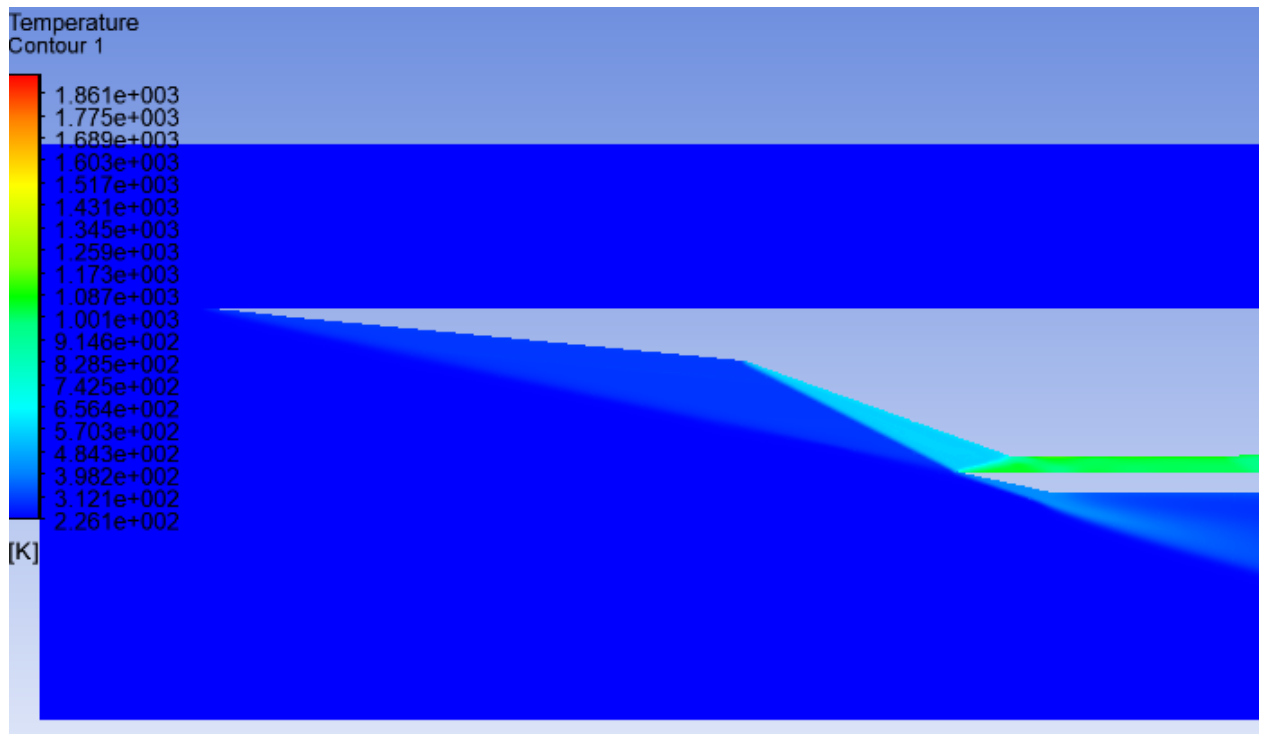


Figura N 17. Contornos de colores de Temperatura en la sección de compresión, autores.

Temperatura de autoignición	858 K
Mínima energía para la ignición	0.02 mJ
Límites de inflamabilidad en el aire	4.1 – 75 (vol. %)
Límites de detonabilidad en el aire	18.3 – 59 (vol. %)
Temperatura de la llama	2318 K
Velocidad de detonación	1.48 – 2.15 km/s
Sobrepresión de la detonación	1470 kPa
Calor de combustión inferior	120 kJ/g
Calor de combustión superior	142 kJ/g
Velocidad de combustión a NTP	265 – 325 cm/s
Porcentaje de energía térmica radiada	≈ 21 %
Flujo de calor emitido	$1.53 \times 10^{-2}$ kJ/cm <sup>2</sup> ·s
Energía de explosión	2 kg TNT/m <sup>3</sup>
Velocidad ascensional NTP	1.2 – 9 cm/s
Velocidad de difusión en el aire a NTP	≈ 2 cm/s
Coefficiente de difusión a NTP	0.61 cm <sup>2</sup> /s
Composición estequiométrica a NTP	29.53 vol. %
Limitación de oxígeno	5 vol. %
Viscosidad del gas a NTP	$8.9 \times 10^{-5}$ g/cm·s
Quenching gap a NTP	0.06 cm
Densidad del gas	0.0838 kg/m <sup>3</sup>
Peso Molecular	2.02 g/mol
Punto de ebullición	20.3 K
Toxicidad	No es tóxico

Tabla 3. Propiedades físicas del hidrogeno gaseoso, tomado de [49]

En el Diagrama N 2, se muestra el aumento de temperatura desde la sección de compresión-interna, prácticamente desde la entrada de aire del carenaje del motor que es aproximadamente de 1 m a 1.25 m con respecto a posición del VHA 14-X B.

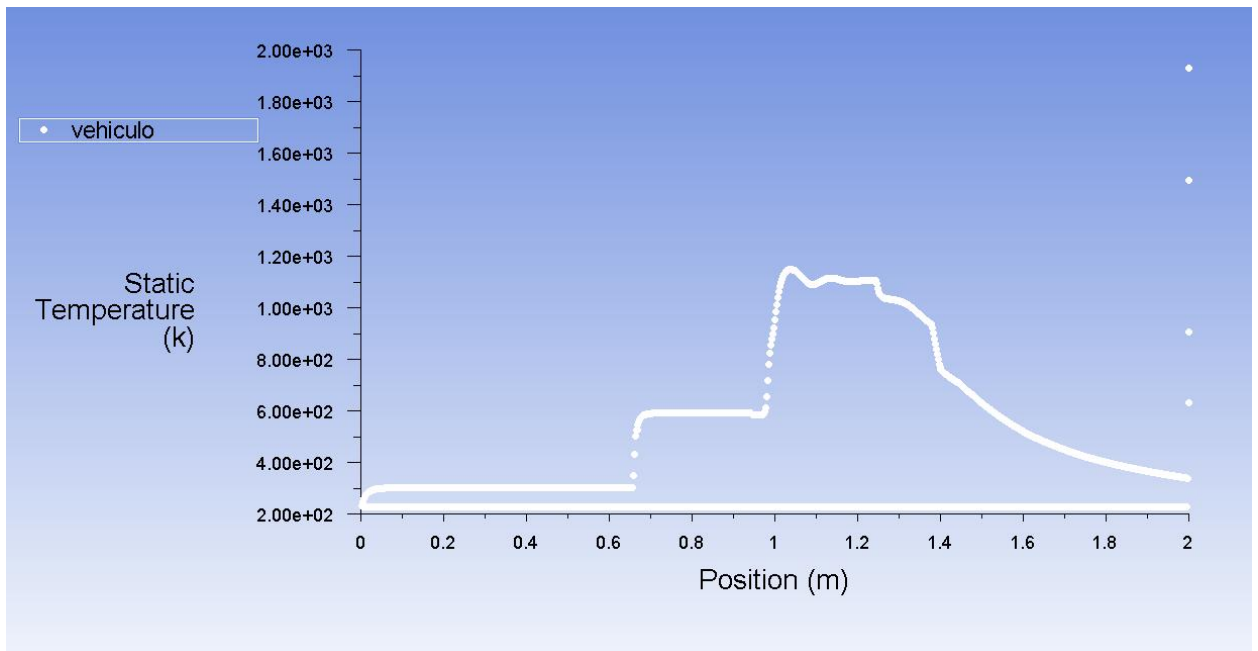


Diagrama N 2. Temperatura estática vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, autores.

En el caso de la velocidad a lo largo del VHA 14-X B, se puede observar la Figura N18, que en la sección de compresión-interna, claramente hay una disminución de velocidad, consecuencia de la geometría del vehículo, evidenciando el funcionamiento del motor scramjet, puesto que su combustión es a régimen supersónico, de acuerdo al contorno de velocidad la magnitud en la cámara de combustión es aproximadamente de 2.7 Mach.

El Diagrama N 3, donde se expresa la velocidad a lo largo del VHA 14-X B, se denota el descenso de velocidad del flujo cuando este toca las rampas uno y dos, aproximando valores de 6 Mach a 4 Mach en las rampas correspondientes, es decir en la sección de compresión-externa.

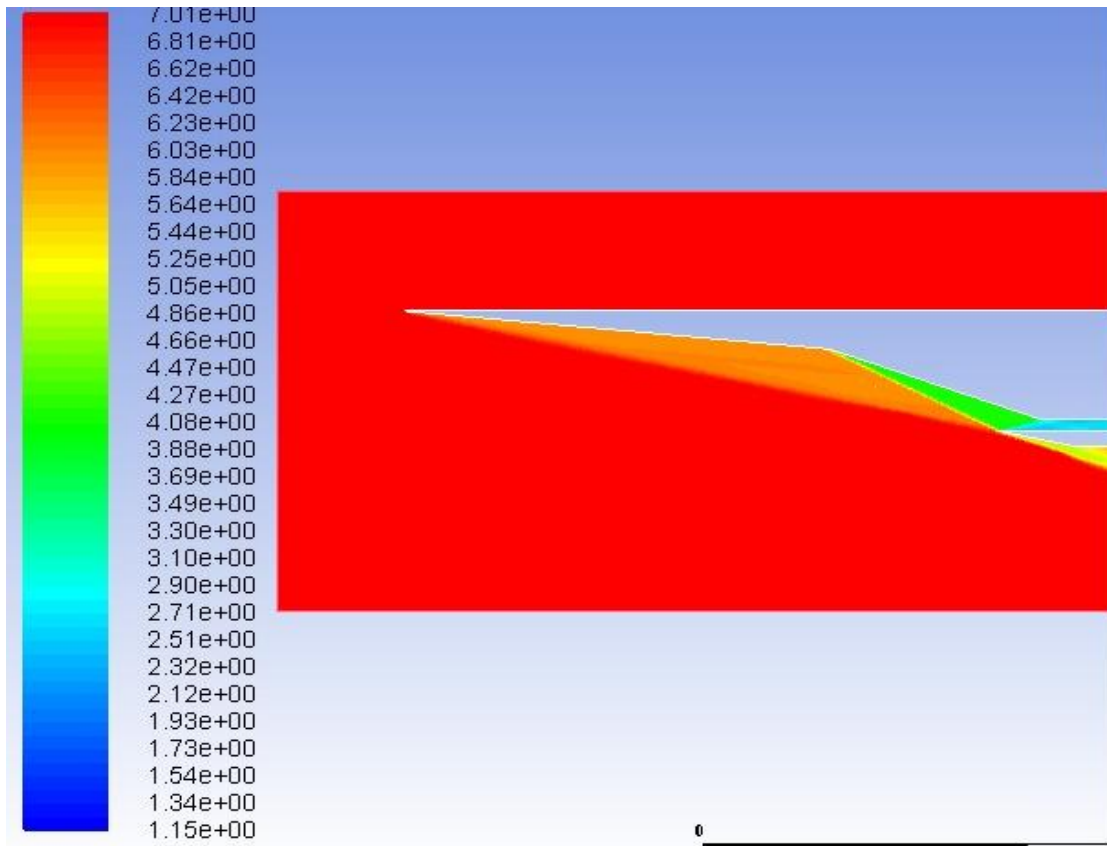


Figura N 18. Contornos de colores de Velocidad en la sección de compresión, autores.

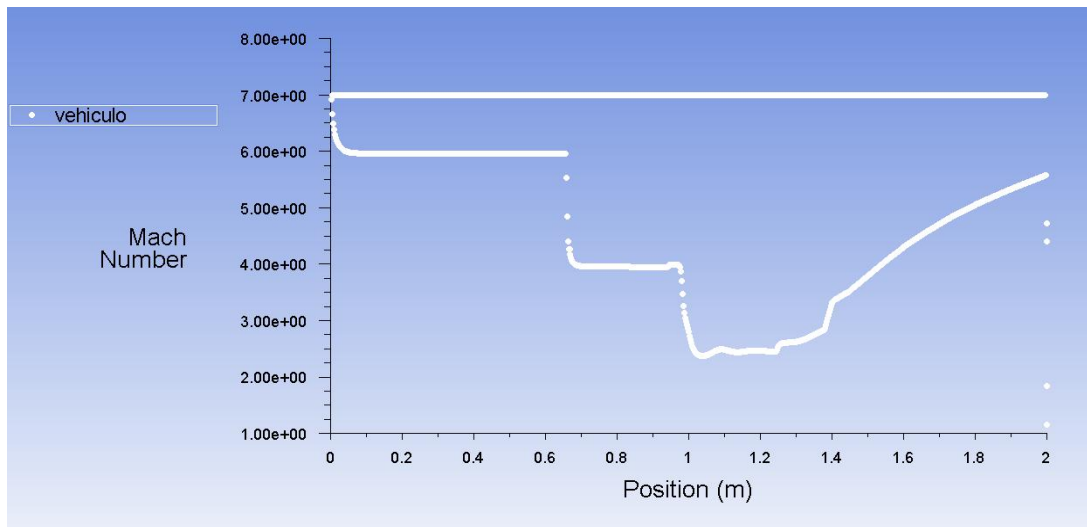


Diagrama N 3. Velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, autores

A diferencia de la velocidad, la densidad del flujo va aumentando, con forme baja la velocidad del mismo y disminuye cuando esta aumenta, como se muestra en la Figura N 19, teniendo un comportamiento inversamente proporcional, de la misma manera se comporta la temperatura y la presión con respecto a la velocidad confirmando las características del flujo hipersónico sobre un cuerpo como se mostró en la Diagrama 4.



Figura N 19. Contornos de colores de Densidad en la sección de compresión, autores.

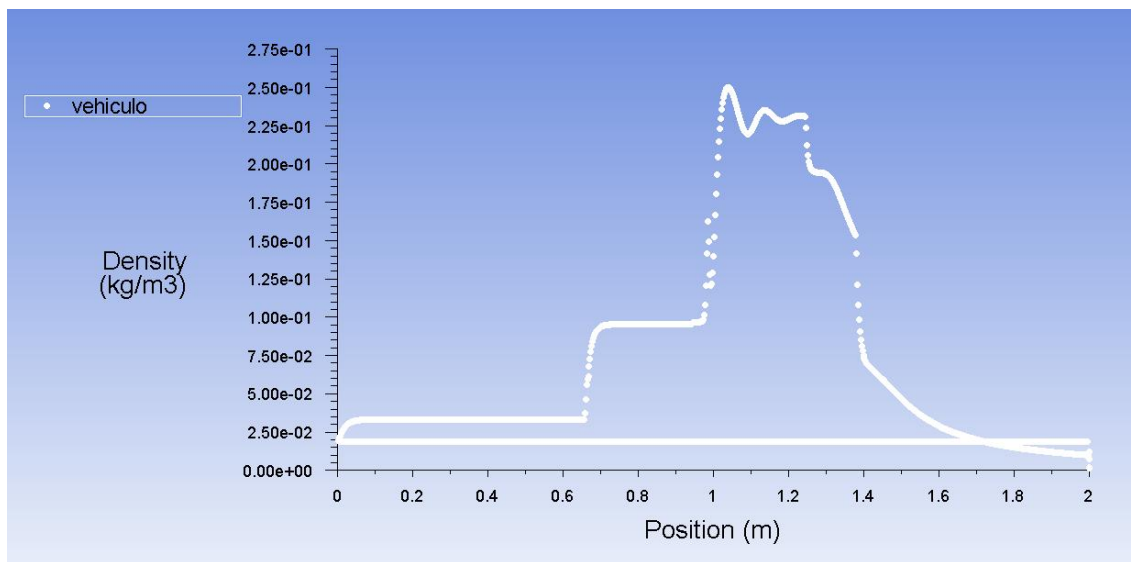


Diagrama N 4. Densidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, autores.

Observe que el flujo a través de la onda de expansión promueve una disminución de la presión estática, densidad estática, temperatura estática y un aumento del número Mach. Es decir que el flujo permanece supersónico-hipersónico y paralelo a la superficie plana de la sección de expansión-interna y sección de expansión-externa del VHA 14-X B, con la superficie inferior del motor scramjet integrado. [46]

En condiciones normales de operación el dispositivo de entrada debe funcionar en modo *started*, sin embargo, en vehículos hipersónicos una variación en alguna de las condiciones de operación, causa la alteración del sistema de ondas de choque formadas en el dispositivo de entrada formando complejas reflexiones dentro de la cámara de combustión que aumentan la presión del flujo hasta bloquear el paso de aire forzando la operación *unstarted* del motor. En estas condiciones el desempeño del dispositivo de entrada cae drásticamente y el flujo de aire se convierte en un flujo inestable [9]; por lo cual la variación del ángulo de ataque puede cambiar la eficiencia y desempeño del motor scramjet. [9, 37]

Según Pachon<sup>9</sup> para operación fuera de las condiciones de diseño original, las ondas de choque son alteradas y las condiciones de *on-lip* y *on-corner* no son mantenidas, lo que resulta en la alteración del campo de flujo debido a reflexiones indeseadas de las ondas de choque incidentes. La principal consecuencia de estas condiciones es el aumento de presión del flujo en la entrada de la cámara de combustión, que puede provocar la condición de *unstarted* del motor y pérdidas de desempeño por la variación del flujo másico.

Para medir esta variación del flujo másico de aire se usa un parámetro, el cual consiste en determinar la cantidad de aire capturado por la sección de compresión del VHA en cualquier condición de operación, el parámetro de la razón de captura de aire, definida como  $A_c/A_0$  [9], como se muestra en la Figura N 20.

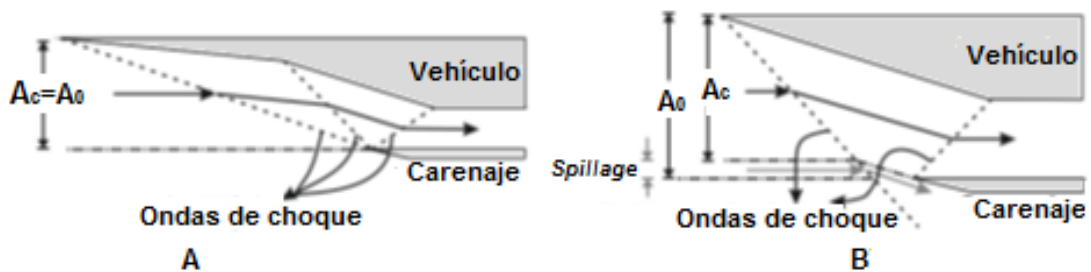


Figura N 20. Condiciones de operación del dispositivo de entrada, A) Condición de diseño original, B) Condición fuera de diseño, tomado de [9]



En condiciones de diseño las áreas  $A_c$  y  $A_0$  son iguales como se observa en la Figura N 20-A y el flujo másico de aire en la cámara de combustión es máximo. En condiciones fuera de diseño como se muestra en la Figura N 20-B, las áreas son diferentes de forma que el flujo de masa capturada por el área  $A_c$ , en la garganta del dispositivo de entrada, es diferente del flujo de masa que atraviesa por el área  $A_0$ , y en consecuencia a ello se produce un derrame de masa de aire conocido como *spillage* y se define como la diferencia entre las áreas correspondientes ( $A_0 - A_c$ ). [9]

Conforme con Capistrano<sup>37</sup> y Pachon<sup>9</sup>, quienes han realizado estudios y análisis CFD para el modelo original en condiciones normales de vuelo, es decir con el VHA 14-X B con un ángulo de ataque nulo ( $0^\circ$ ), ahora se denotara el análisis realizado en [9, 37], donde concluyen que el modelo original con un ángulo de ataque de  $2.5^\circ$  aumenta la eficiencia de compresión donde la onda de choque reflejada se encuentra en la condición *on-corner* y las propiedades del flujo en la entrada de la cámara de combustión varían de acuerdo al ángulo de ataque, siendo mayores para ángulos positivos y menores para ángulos de ataque negativos, [9] para ello se evidencian brevemente y gráficamente los resultados obtenidos en la Tabla N 4, donde se realiza una comparación del modelo en condiciones de diseño con respecto a otros modelos con condición fuera de diseño, los diagramas correspondientes a cada condición de ángulo de ataque detallando presión, densidad, temperatura y velocidad a lo largo del VHA 14-X B se aprecian en el Apéndice B.

9. Sergio Nicolas Pachon Laiton, Análisis Teórico de la entrada de aire del Vehículo 14-X B en condiciones de ángulo de ataque. (Pp 3)

37. Patricia Capistrano Teixeira Análise de desempenho do veículo hipersónico aeroespacial 14-X B, (Pp117)

VEHÍCULO HIPERSÓNICO AEROSPAECIAL 14-X B (ORIGINAL)						
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
			[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	0°	0°	1393	0.02007		
0.2968			2859	0.03304		
0.3968			2871	0.03349		
0.4968			2875	0.03357		
0.5968			2876	0.03391		
0.6968			2874	0.03397		
0.7968			2878	0.03395		
0.8968			15890	0.09377		
0.9968			16200	0.1017		
1.097			16240	0.1018		
1.197			76700	0.2602		
1.297			85550	0.2844		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
			[K]	[m/s]		
0.1968	0°	0°	241.7	2104		
0.2968			301.5	2075		
0.3968			301.9	2075		
0.4968			302.0	2075		
0.5968			301.7	2075		
0.6968			301.9	2075		
0.7968			302.0	2075		
0.8968			590.3	1930		
0.9968			592.4	1929		
1.097			592.6	1929		
1.197			1095	1646		
1.297			1067	1663		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
			[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	2.5°	2.5°	1197	0.01841		
0.2968			4045	0.04071		
0.3968			4072	0.04169		
0.4968			4052	0.04166		
0.5968			4065	0.04202		
0.6968			4070	0.04183		
0.7968			4078	0.04177		
0.8968			20910	0.1151		
0.9968			21070	0.1177		
1.097			21680	0.1192		
1.197			127100	0.3579		
1.297			141400	0.3933		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
			[K]	[m/s]		
0.1968	2.5°	2.5°	226.5	2111		
0.2968			346.1	2053		
0.3968			346.7	2053		
0.4968			346.0	2053		
0.5968			345.8	2053		
0.6968			346.2	2053		
0.7968			345.4	2054		
0.8968			632.5	1908		
0.9968			633.4	1907		
1.097			633.6	1907		
1.197			1318	1503		
1.297			1291	1521		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
			[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	5°	5°	1197	0.01841		
0.2968			5530	0.04864		
0.3968			5530	0.04891		
0.4968			5565	0.04895		
0.5968			5523	0.04868		
0.6968			5579	0.05090		
0.7968			5593	0.05034		
0.8968			25700	0.1259		
0.9968			26340	0.1334		
1.097			26730	0.1348		
1.197			20300	0.5043		
1.297			164000	0.4242		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
			[K]	[m/s]		
0.1968	5°	5°	226.5	2111		
0.2968			396.2	2029		
0.3968			396.1	2029		
0.4968			396.1	2029		
0.5968			397.8	2028		
0.6968			397.6	2028		
0.7968			397.3	2028		
0.8968			711.1	1866e		
0.9968			705.5	1869		
1.097			761.0	1839		
1.197			1453.0	1410		
1.297			14430	1417		

Tabla 4. VHA 14-X B, Condición de diseño vs condición fuera de diseño, autoría

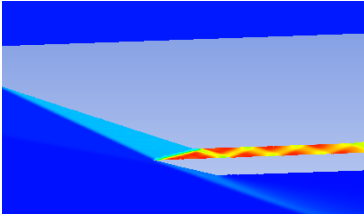
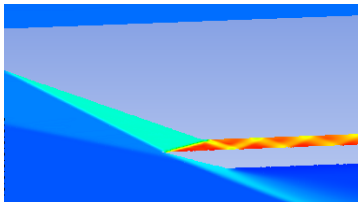
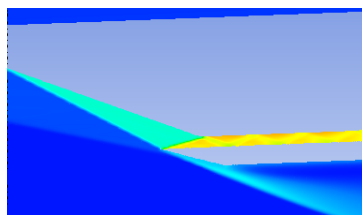
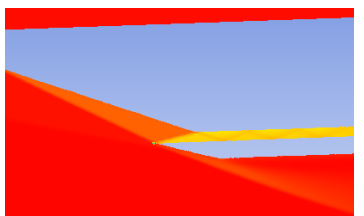
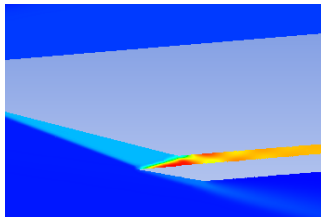
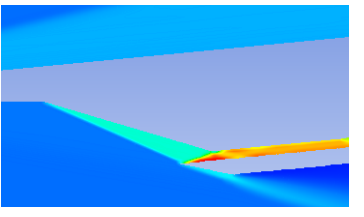
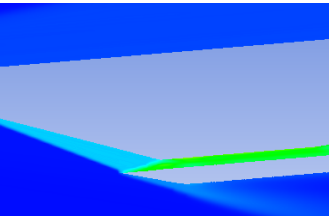
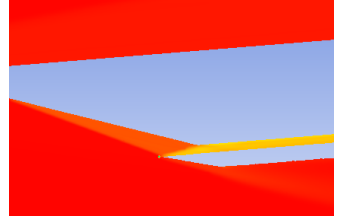
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-2.5)				
0.2968		1286	0.01926		
0.3968		1960	0.02588		
0.4968		1965	0.02602		
0.5968		1965	0.02605		
0.6968		1966	0.02610		
0.7968		1967	0.02609		
0.8968		1967	0.02613		
0.9968		12490	0.07973		
1.097		12600	0.08323		
1.197		12610	0.08340		
1.297		74220	0.2502		
		67670	0.2370		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
		[K]	[m/s]		
0.1968	(-2.5)				
0.2968		232.6	2108		
0.3968		263.8	2093		
0.4968		264.0	2093		
0.5968		264.0	2093		
0.6968		264.1	2093		
0.7968		264.1	2093		
0.8968		264.1	2093		
0.9968		546.2	1953		
1.097		547.4	1952		
1.197		547.3	1952		
1.297		1061	1666		
		1093	1647		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-5)				
0.2968		1534	0.02135		
0.3968		2659	0.03159		
0.4968		2668	0.03191		
0.5968		2668	0.03200		
0.6968		2670	0.03219		
0.7968		2673	0.03218		
0.8968		2672	0.03223		
0.9968		9175	0.06286		
1.097		9222	0.06535		
1.197		9215	0.06529		
1.297		54160	0.1978		
		47810	0.1799		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
		[K]	[m/s]		
0.1968	(-5)				
0.2968		250.3	2100		
0.3968		293.3	2079		
0.4968		293.6	2079		
0.5968		293.5	2079		
0.6968		293.6	2079		
0.7968		293.7	2079		
0.8968		293.6	2079		
0.9968		508.5	1972		
1.097		508.9	1972		
1.197		508.8	1972		
1.297		1004	1700		
		1017	1693		

Tabla 4. VHA 14-X B, Condición de diseño vs condición fuera de diseño, autoría.

Los datos obtenidos de la Tabla 4, fueron validados con el primer caso que se denota en la Tabla 01 de Barros<sup>6</sup>, donde se enuncia un estudio de las propiedades termodinámicas del VHA 14-X B en base al análisis teórico de la onda de choque oblicua de flujo compresible.

### 3.2. CONFIGURACIONES PROPUESTAS Y DISEÑADAS

Las configuraciones propuestas que se diseñaron del VHA 14X-B, son realizadas con base al modelo original aplicando únicamente modificaciones en la sección de estudio; la sección de compresión. Las configuraciones más destacadas de acuerdo a la aplicación del efecto tubérculo, donde se caracterizan las protuberancia en las rampas de compresión del VHA 14-X B con el fin de aportar datos y resultados para las condiciones fuera de diseño, es decir cuando el VHA tiene o adquiere un ángulo de ataque diferente de  $0^\circ$ , puesto que la entrada de aire del motor scramjet es la encargada de desacelerar y entregar a la cámara de combustión el flujo de aire en las condiciones adecuadas para la combustión, dentro del rango de operación del motor.

Después de haber realizado varios modelos CAD, de haber variado la posición, diámetro y tamaño del tubérculo, los modelos óptimos para el presente análisis son enunciados en la Tabla N 5.

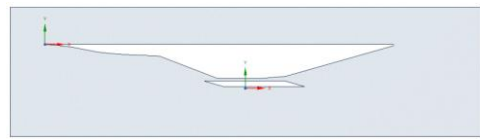

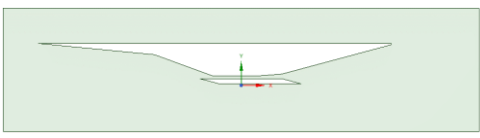
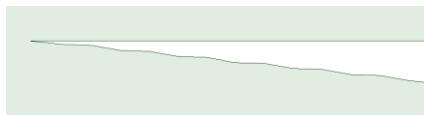
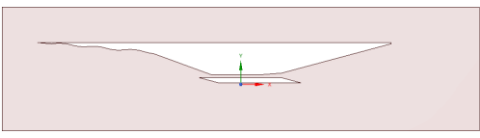

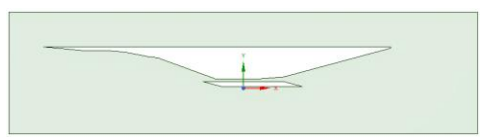
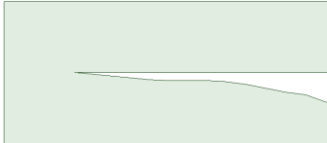
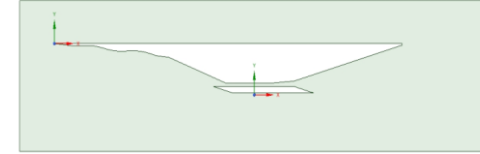
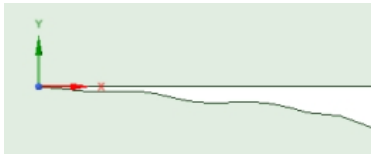
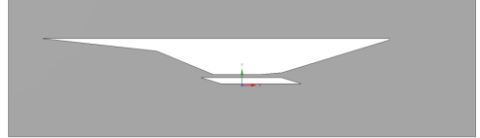

NUMERO	CONFIGURACION	UBICACIÓN TUBERCULO	NUMERO DE TUBERCULOS	RADIO DEL TUBERCULO	DETALLADO TUBERCULO
1		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	1	2340 mm CONVEXO	
2		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	5	30 mm	
3		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	2	250 mm	
4		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	1	900 mm CONCAVO	
5		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	2	250mm	
6		SECCION DE COMPRESION RAMPA 2	2	5mm	

Tabla 5. Configuraciones del VHA 14-X B propuestas y diseñadas por la autoría.

Se especifica el estudio en cada una de las configuraciones diseñadas aplicando ángulos de ataque como se expresa en las Tablas N 6, 7, 8, 9, 10 y 11 para ser analizados y comprados con los estudios hechos en el trabajo de Capistrano<sup>37</sup>, en el cual el modelo original con un ángulo de ataque de  $-2.5^\circ$ , es el óptimo para el menor consumo de combustible. En el caso de Pachon<sup>9</sup> los modelos fuera de condiciones de diseño (VHA 14-X B con ángulos de ataque de  $2.5^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $-2.5^\circ$  y  $5^\circ$ ) mostraron que el ángulo de ataque que mantiene la condición *on-corner* es el ángulo de  $2.5^\circ$ .

VEHÍCULO HIPERSÓNICO AEROESPACIAL 14-X B (CONFIGURACIÓN 1)						
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]			
0.1968	0°			1197	0.01841	
0.2968		2733	0.03238			
0.3968		5359	0.05195			
0.4968		5588	0.05286			
0.5968		4857	0.04582			
0.6968		4315	0.04219			
0.7968		3956	0.04007			
0.8968		14770	0.08191			
0.9968		14600	0.08082			
1.097		15360	0.08372			
1.197		90180	0.2706			
1.297		83270	0.2646			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
		[K]	[m/s]			
0.1968	0°	226.5	2111			
0.2968		294.0	2079			
0.3968		359.4	2047			
0.4968		368.6	2042			
0.5968		370.2	2041			
0.6968		356.3	2048			
0.7968		345.1	2054			
0.8968		640.1	1904			
0.9968		654.2	1896			
1.097		657.0	1895			
1.197		1229	1562			
1.297		1305	1512			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]			
0.1968	2.5°			1197	0.01841	
0.2968		3830	0.03986e			
0.3968		7260	0.06313			
0.4968		7537	0.06452			
0.5968		6378	0.05241			
0.6968		5691	0.04789			
0.7968		5141	0.04593			
0.8968		18960	0.09666			
0.9968		18400	0.09423			
1.097		19100	0.09657			
1.197		142700	0.3735			
1.297		118500	0.3196			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
		[K]	[m/s]			
0.1968	2.5°	226.5	2111			
0.2968		334.8	2059			
0.3968		400.7	2026			
0.4968		427.6	2013			
0.5968		435.0	2009			
0.6968		415.5	2019			
0.7968		393.0	2030			
0.8968		691.6	1876			
0.9968		707.2	1868			
1.097		704.6	1869			
1.197		1344	1486			
1.297		1446	1415			

Tabla 6. VHA 14-X B (configuración 1), Variación de ángulo de ataque, autoría.

9. Sergio Nicolas Pachon Laiton, Análisis Teórico de la entrada de aire del Vehículo 14-X B en condiciones de ángulo de ataque. (Pp 8-9)

37. Patricia Capistrano Teixeira Análise de desempenho do veículo hipersónico aeroespacial 14-X B, (Pp117-127)

POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	5°	1197	0.01841		
0.2968		5202	0.04742		
0.3968		9171	0.07130		
0.4968		9906	0.04000		
0.5968		8376	0.05000		
0.6968		7376	0.06000		
0.7968		6561	0.07000		
0.8968		23680	0.08000		
0.9968		22690	0.09000		
1.097		23780	0.1137		
1.297		205900	0.4778		
1.197	158200	0.3942			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
		[K]	[m/s]		
0.1968	5°	226.5	2111		
0.2968		382.2	2036		
0.3968		448.1	2003		
0.4968		488.5	1982		
0.5968		502.9	1975		
0.6968		478.3	1987		
0.7968		450.1	2002		
0.8968		752.7	1843		
0.9968		766.0	1836		
1.097		771.6	1833		
1.197		1537	1349		
1.297	1585	1313			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-2.5)	1270	0.01912		
0.2968		1879	0.02528		
0.3968		3891	0.04239		
0.4968		4057	0.04302		
0.5968		3550	0.03821		
0.6968		3165	0.03507		
0.7968		2923	0.0335		
0.8968		11040	0.06421		
0.9968		11400	0.06947		
1.097		11720	0.07581		
1.197		66600	0.2217		
1.297	60800	0.2172			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
		[K]	[m/s]		
0.1968	(-2.5)	231.3	2109		
0.2968		258.9	2096		
0.3968		319.8	2066		
0.4968		328.6	2062		
0.5968		324.6	2064		
0.6968		314.7	2069		
0.7968		304.5	2074		
0.8968		599.0	1925		
0.9968		601.7	1924		
1.097		608.1	1921		
1.197		1120	1631		
1.297	1187	1589			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-5)	1270	0.01912		
0.2968		1879	0.02528		
0.3968		3891	0.04239		
0.4968		4057	0.04302		
0.5968		3550	0.03821		
0.6968		3165	0.03507		
0.7968		2923	0.03350		
0.8968		11040	0.06421		
0.9968		11400	0.06947		
1.097		11720	0.07581		
1.197		66600	0.2217		
1.297	60800	0.2172			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
		[K]	[m/s]		
0.1968	(-5)	231.3	2109		
0.2968		258.9	2096		
0.3968		319.8	2066		
0.4968		328.6	2062		
0.5968		324.6	2064		
0.6968		314.7	2069		
0.7968		304.5	2074		
0.8968		599.0	1925		
0.9968		601.7	1924		
1.097		608.1	1921		
1.197		1120	1631		
1.297	1187	1589			

Tabla 6. VHA 14-X B (configuración 1), Variación de ángulo de ataque, autoría.

VEHICULO HIPERSÓNICO AEROSPAECIAL 14-X B (CONFIGURACION 2)						
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN	[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]	DENSIDAD	
0.1968	0°		1197	0.01841		
0.2968			3211	0.03646		
0.3968			3181	0.03595		
0.4968			2975	0.03450		
0.5968			2920	0.03410		
0.6968			2893	0.03390		
0.7968			2909	0.03407		
0.8968			17350	0.1044		
0.9968			16880	0.1029		
1.097			16820	0.1052		
1.197			93150	0.3013		
1.297			88870	0.3050		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA	[m/s]	VELOCIDAD		
0.1968	0°		226.5	2111		
0.2968			418.8	2017		
0.3968			410.1	2022		
0.4968			406.8	2023		
0.5968			406.6	2023		
0.6968			406.7	2023		
0.7968			407.0	2023		
0.8968			619.5	1915		
0.9968			619.3	1915		
1.097			620.5	1914		
1.197			1131	1623		
1.297			1137	1620		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN	[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]	DENSIDAD	
0.1968	2.5°		197	0.01841		
0.2968			4194	0.03882		
0.3968			4161	0.04242		
0.4968			4098	0.04187		
0.5968			4061e	0.04138		
0.6968			4073	0.04183		
0.7968			4072	0.04165		
0.8968			20030	0.1048		
0.9968			21090	0.1158		
1.097			21670	0.1182		
1.197			141800	0.3966		
1.297			127700	0.3601		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA	[m/s]	VELOCIDAD		
0.1968	2.5°		226.5	2111		
0.2968			464.4	1994		
0.3968			472.2	1991		
0.4968			437.1	2008		
0.5968			436.6	2008		
0.6968			423.0	2015		
0.7968			400.2	2027		
0.8968			692.4	1876		
0.9968			687.1	1879		
1.097			674.6	1885		
1.197			1270	1.535		
1.297			1348	1483		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN	[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]	DENSIDAD	
0.1968	5°		1197	0.01841		
0.2968			6837	0.04875		
0.3968			5665	0.04896		
0.4968			5574	0.04837		
0.5968			5515	0.04806		
0.6968			5596	0.05090		
0.7968			5596	0.05011		
0.8968			24760	0.1175		
0.9968			26320	0.1334		
1.097			26570	0.1339		
1.297			212700	0.5129		
1.297			164500	0.4257		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA	[m/s]	VELOCIDAD		
0.1968	5°		226.5	2111		
0.2968			536.3	1958		
0.3968			480.6	1986		
0.4968			456.3	1999		
0.5968			452.3	2001		
0.6968			451.5	2001		
0.7968			445.5	2004		
0.8968			738.0	1851		
0.9968			743.6	1848		
1.097			738.1	1851		
1.197			1445	1416		
1.297			1464	1402		

Tabla 7. VHA 14-X B (configuración 2), Variación de ángulo de ataque, autoría.



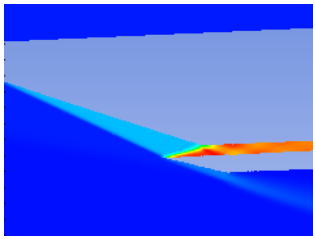
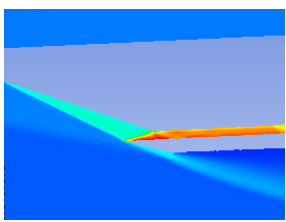
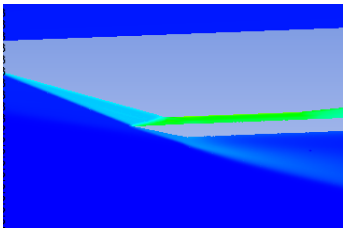
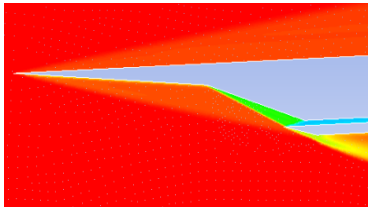
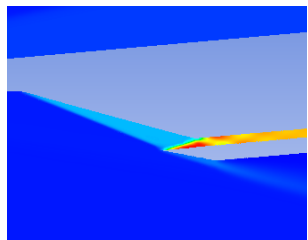
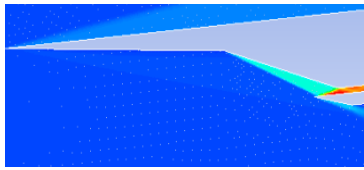
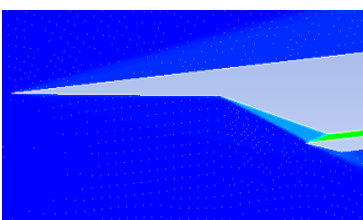
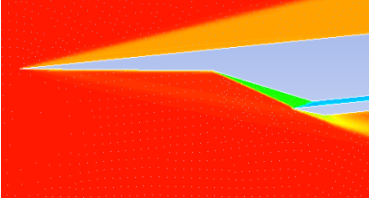
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
0.1968	(-2.5)		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]	
0.2968			1286	0.01926	
0.3968			2560	0.02645	
0.4968			2087	0.02709	
0.5968			2029	0.02864	
0.6968			1998	0.02632	
0.7968			1984	0.02629	
0.8968			1975	0.02620	
0.9968			12050	0.07614	
1.097			12580	0.08319	
1.197			12600	0.08332	
1.297			73430	0.2497	
				67010	
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
0.1968	(-2.5)		[m/s]		
0.2968			232.6	2108	
0.3968			399.0	2027	
0.4968			369.1	2042	
0.5968			368.5	2042	
0.6968			366.7	2044	
0.7968			366.8	2043	
0.8968			364.2	2044	
0.9968			603.9	1923	
1.097			609.3	1920	
1.197			609.2	1920	
1.297			1060	1667	
				1125	
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
0.1968	(-5)		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]	
0.2968			1534	0.02135	
0.3968			2659	0.03159	
0.4968			2668	0.03191	
0.5968			2668	0.032	
0.6968			2670	0.03219	
0.7968			2673	0.03218	
0.8968			2672	0.03223	
0.9968			8827	0.05935	
1.097			9221	0.06553	
1.197			9223	0.06546	
1.297			53960	0.1972	
				47340	
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
0.1968	(-5)		[m/s]		
0.2968			250.3	2100	
0.3968			359.3	2047	
0.4968			332.9	2060	
0.5968			332.1	2060	
0.6968			332	2060	
0.7968			332	2060	
0.8968			332	2060	
0.9968			564.7	1943	
1.097			569.1	1941	
1.197			568.8	1941	
1.297			1002	1702	
				1042	

Tabla 7. VHA 14-X B (configuración 2), Variación de ángulo de ataque, autoría.

VEHICULO HIPERSÓNICO AEROSPAECIAL 14-X B (CONFIGURACION 3)						
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]			
0.1968	0°		1197	0.01841		
0.2968		2802	0.03304			
0.3968		9177	0.06377			
0.4968		5389	0.0501			
0.5968		9179	0.05733			
0.6968		5719	0.04763			
0.7968		9545	0.05435			
0.8968		11820	0.05452			
0.9968		15770	0.09678			
1.097		16550	0.1038			
1.197		126800	0.371			
1.297	116300	0.3139				
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
		[K]	[m/s]			
0.1968	0°		226.5	2111		
0.2968		295.5	2078			
0.3968		501.3	1976			
0.4968		391.9	2031			
0.5968		588.9	1931			
0.6968		473.5	1990			
0.7968		614.5	1917			
0.8968		858.4	1785			
0.9968		923.2	1748			
1.097		930	1744			
1.197		1621	1285			
1.297	1716	1208				
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]			
0.1968	2.5°		1197	0.01841		
0.2968		3390	0.03551			
0.3968		10130	0.06216			
0.4968		5963	0.05073			
0.5968		10820	0.056			
0.6968		6141	0.04779			
0.7968		9234	0.04815			
0.8968		15520	0.06107			
0.9968		19890	0.1088			
1.097		21220	0.1208			
1.197		169800	0.4602			
1.297	139800	0.3952				
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
		[K]	[m/s]			
0.1968	2.5°		226.5	2111		
0.2968		374.2	2039			
0.3968		567.6	1942			
0.4968		426.6	2013			
0.5968		672.9	1886			
0.6968		492	1980			
0.7968		744.1	1848			
0.8968		928.3	1745			
0.9968		989.1	1709			
1.097		1005	1700			
1.197		1606	1296			
1.297	1719	1205				
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]			
0.1968	5°		1197	0.01841		
0.2968		4790	0.04248			
0.3968		11600	0.06667			
0.4968		8230	0.06176			
0.5968		13780	0.06745			
0.6968		8249	0.05624			
0.7968		11150	0.05703			
0.8968		19930	0.07342			
0.9968		24390	0.1208			
1.097		25570	0.1267			
1.297		227200	0.5269			
1.197	179600	0.4438				
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
		[K]	[m/s]			
0.1968	5°		226.5	2111		
0.2968		427.9	2013			
0.3968		606.2	1922			
0.4968		481.2	1986			
0.5968		711.9	1865			
0.6968		537.3	1957			
0.7968		774	1832			
0.8968		990.2	1709			
0.9968		1044	1676			
1.097		1046	1675			
1.197		1674	1242			
1.297	1826	1113				

Tabla 8. VHA 14-X B (configuración 3), Variación de ángulo de ataque, autoría.

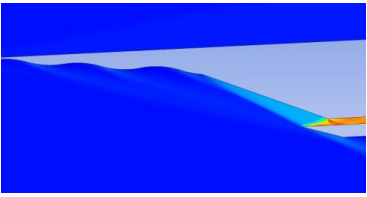
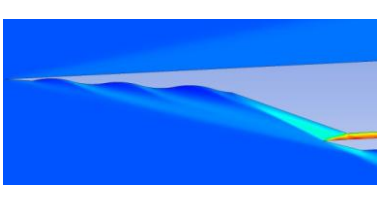
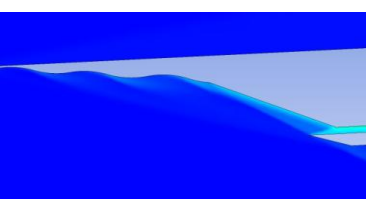
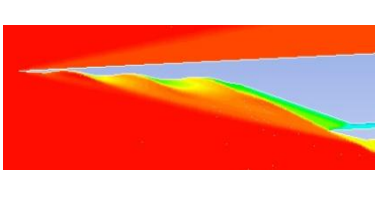
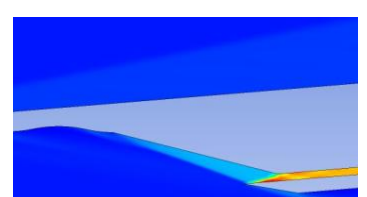
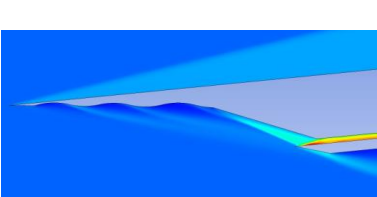
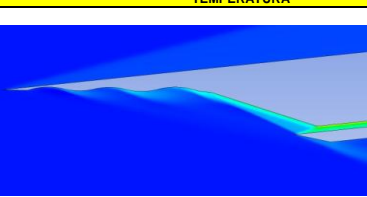
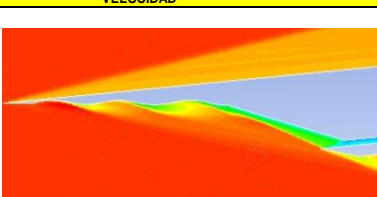
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-2.5)		1288	0.01928	
0.2968			1811	0.02457	
0.3968			6075	0.04375	
0.4968			3005	0.03229	
0.5968			5629	0.03344	
0.6968			3093	0.03069	
0.7968			5180	0.03224	
0.8968			8752	0.0378	
0.9968			11910	0.07769	
1.097			12780	0.08654	
1.197			80030	0.255	
1.297			72510	0.2605	
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
		[K]	[m/s]		
0.1968	(-2.5)		232.7	2108	
0.2968			288.3	2081	
0.3968			483.8	1985	
0.4968			350.0	2051	
0.5968			586.4	1932	
0.6968			419.3	2017	
0.7968			693.6	1875	
0.8968			868.4	1779	
0.9968			932.1	1743	
1.097			946.9	1734	
1.197			1452	1411	
1.297			1512	1367	
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-5)		1533	0.02134	
0.2968			2659	0.0316	
0.3968			4268	0.03327	
0.4968			2667	0.03197	
0.5968			3690	0.03223	
0.6968			2672	0.03221	
0.7968			3798	0.03221	
0.8968			6221	0.03222	
0.9968			8736	0.06235	
1.097			9404	0.06849	
1.197			53130	0.2069	
1.297			47770	0.1917	
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
		[K]	[m/s]		
0.1968	(-5)		250.2	2100	
0.2968			293.2	2079	
0.3968			447.0	2003	
0.4968			319.3	2066	
0.5968			553.2	1949	
0.6968			385.6	2034	
0.7968			678.9	1883	
0.8968			833.9	1798	
0.9968			896	1763	
1.097			910.5	1755	
1.197			1218	1569	
1.297			1364	1472	

Tabla 8. VHA 14-X B (configuración 3), Variación de ángulo de ataque, autoría.

VEHICULO HIPERSONICO AEROSPAICIAL 14-X B (CONFIGURACION 4)						
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]			
0.1968	0°		1197	0.01841		
0.2968			2860	0.03304		
0.3968			2257	0.02811		
0.4968			7548	0.05802		
0.5968			4746	0.04371		
0.6968			3868	0.04049		
0.7968			7570	0.04936		
0.8968			13040	0.06056		
0.9968			15980	0.09784		
1.097			16950	0.1054		
1.197			102800	0.3148		
1.297			95110	0.2985		
0.1968	0°		226.5	2111		
0.2968			301.6	2075		
0.3968			279.8	2086		
0.4968			453.2	2000		
0.5968			390.0	2032		
0.6968			387.7	2033		
0.7968			540.8	1956		
0.8968			774.9	1831		
0.9968			814.6	1809		
1.097			825.8	1803		
1.197			1361	1474		
1.297			1429	1427		
0.1968	2.5°		1197	0.01841		
0.2968			4043	0.04075		
0.3968			3072	0.03363		
0.4968			10050	0.07014		
0.5968			6683	0.05522		
0.6968			5258	0.04820		
0.7968			10770	0.06459		
0.8968			16930	0.07465		
0.9968			20100	0.11350		
1.097			21500	0.12400		
1.197			154600	0.4287		
1.297			136600	0.3857		
0.1968	2.5°		226.5	2111		
0.2968			346.0	2053		
0.3968			319.8	2066		
0.4968			499.4	1977		
0.5968			434.0	2010		
0.6968			422.1	2016		
0.7968			584.2	1933		
0.8968			815.2	1809		
0.9968			851.6	1788		
1.097			866.6	1780		
1.197			1473	1395		
1.297			1569	1324		
0.1968	5°		1197	0.01841		
0.2968			5577	0.0489		
0.3968			4207	0.03984		
0.4968			12910	0.08099		
0.5968			9217	0.06811		
0.6968			7043	0.0549		
0.7968			14010	0.07655		
0.8968			21330	0.08739		
0.9968			24600	0.1252		
1.097			26240	0.1360		
1.297			227700	0.5538		
1.197			174300	0.4564		
0.1968	5°		226.5	2111		
0.2968			410.6	2021		
0.3968			370.8	2041		
0.4968			555.3	1948		
0.5968			486.2	1983		
0.6968			458.4	1997		
0.7968			637.6	1905		
0.8968			879.7	1773		
0.9968			910.1	1755		
1.097			925	1747		
1.197			1540	1342		
1.297			1674	1243		

Tabla 9. VHA 14-X B (configuración 4), Variación de ángulo de ataque, autoría.

POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
0.1968	(-2.5)		[Pa]	[kg/m³]		
0.2968			1288	0.01928		
0.3968			1961	0.02592		
0.4968			1815	0.02462		
0.5968			5393	0.04525		
0.6968			3255	0.03333		
0.7968			2727	0.03218		
0.8968			5368	0.03722		
0.9968			9581	0.04652		
1.097			12210	0.08170		
1.197			12950	0.09034		
1.297			77420	0.2576		
1.297	70920	0.2555				
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
0.1968	(-2.5)		[K]	[m/s]		
0.2968			232.7	2108		
0.3968			263.6	2093		
0.4968			257.2	2096		
0.5968			415.2	2019		
0.6968			348.9	2052		
0.7968			368.9	2042		
0.8968			502.5	1975		
0.9968			739.4	1851		
1.097			783.4	1826		
1.197			794.8	1820		
1.297			1296	1518		
1.297	1371	1467				
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
0.1968	(-5)		[Pa]	[kg/m³]		
0.2968			1541	0.0214		
0.3968			2660	0.03159		
0.4968			2669	0.03193		
0.5968			3767	0.03491		
0.6968			2670	0.03217		
0.7968			2672	0.03215		
0.8968			3562	0.03219		
0.9968			6834	0.0350		
1.097			8949	0.06443		
1.197			9543	0.0716		
1.297			54700	0.2078		
1.297	48030	0.1892				
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
0.1968	(-5)		[K]	[m/s]		
0.2968			250.8	2099		
0.3968			293.3	2079		
0.4968			293.6	2079		
0.5968			375.9	2039		
0.6968			317.0	2068		
0.7968			339.2	2057		
0.8968			469.4	1992		
0.9968			709.3	1867		
1.097			752.3	1843		
1.197			763.2	1837		
1.297			1055	1670		
1.297	1239	1555				

Tabla 9. VHA 14-X B (configuración 4), Variación de ángulo de ataque, autoría

VEHICULO HIPERSONICO AEROSPAECIAL 14-X B (CONFIGURACION 5)						
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]			
0.1968	0°		1197	0.01841		
0.2968		2860	0.03302			
0.3968		2869	0.03344			
0.4968		2748	0.03233			
0.5968		2562	0.03097			
0.6968		4674	0.04462			
0.7968		6217	0.05433			
0.8968		15680	0.09137			
0.9968		16890	0.1071			
1.097		16730	0.1042			
1.197		102100	0.3143			
1.297		93920	0.2952			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
0.1968	0°		226.5	2111		
0.2968		301.8	2075			
0.3968		302.0	2075			
0.4968		296.2	2078			
0.5968		288.2	2081			
0.6968		364.9	2044			
0.7968		399.0	2027			
0.8968		597.9	1926			
0.9968		609.9	1920			
1.097		602	1924			
1.197		1216	1570			
1.297		1202	1579			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
0.1968	2.5°		1197	0.01841		
0.2968		4051	0.04091			
0.3968		4033	0.04096			
0.4968		3785	0.03931			
0.5968		3475	0.03732			
0.6968		6228	0.05329			
0.7968		8420	0.06507			
0.8968		20190	0.1069			
0.9968		21830	0.1278			
1.097		21840	0.1239			
1.197		141400	0.3805			
1.297		127300	0.3602			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
0.1968	2.5°		226.5	2111		
0.2968		346.5	2053			
0.3968		345.6	2054			
0.4968		336.4	2058			
0.5968		324.4	2064			
0.6968		407.2	2023			
0.7968		450.8	2001			
0.8968		658.0	1894			
0.9968		671.0	1887			
1.097		721.7	1860			
1.197		1394	1.451			
1.297		1340	1489			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
0.1968	5°		1197	0.01841		
0.2968		5537	0.04891			
0.3968		5562	0.04981			
0.4968		5314	0.04775			
0.5968		4761	0.04429			
0.6968		7984	0.06158			
0.7968		11200	0.0778			
0.8968		25280	0.1245			
0.9968		27320	0.1467			
1.097		27230	0.1397			
1.297		209100	0.4946			
1.197		164800	0.4312			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
0.1968	5°		226.5	2111		
0.2968		394.4	2029			
0.3968		395.2	2029			
0.4968		391.2	2031			
0.5968		378.1	2038			
0.6968		451.7	2001			
0.7968		501.7	1976			
0.8968		707.2	1868			
0.9968		721.6	1860			
1.097		935.5	1741			
1.197		1528	1355			
1.297		1466	1401			

Tabla 10. VHA 14-X B (configuración 5), Variación de ángulo de ataque, autoría.

POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-2.5)		1289	0.01929	
0.2968		1961	0.02593		
0.3968		1965	0.02601		
0.4968		1889	0.02529		
0.5968		1816	0.02469		
0.6968		3373	0.03583		
0.7968		4413	0.04294		
0.8968		11810	0.07352		
0.9968		12810	0.08682		
1.097		12460	0.0878		
1.197		77610	0.2527		
1.297		71020	0.2388		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
		[K]	[m/s]		
0.1968	(-2.5)		232.8	2108	
0.2968		263.5	2093		
0.3968		263.9	2093		
0.4968		260.2	2095		
0.5968		257.1	2096		
0.6968		327.9	2062		
0.7968		363.6	2045		
0.8968		559.5	1946		
0.9968		570.4	1940		
1.097		565.1	1943		
1.197		1070	1661		
1.297		1135	1621		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-5)		1532	0.02134	
0.2968		2659	0.03157		
0.3968		2667	0.03193		
0.4968		2671	0.03199		
0.5968		2670	0.03217		
0.6968		2671	0.03219		
0.7968		3064	0.03256		
0.8968		8546	0.05678		
0.9968		9449	0.06855		
1.097		9022	0.06803		
1.197		48310	0.1747		
1.297		53060	0.1869		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD	
		[K]	[m/s]		
0.1968	(-5)		250.1	2100	
0.2968		293.5	2079		
0.3968		293.7	2079		
0.4968		293.8	2079		
0.5968		293.6	2079		
0.6968		297.5	2077		
0.7968		328.4	2062		
0.8968		524.4	1964		
0.9968		536.9	1958		
1.097		534.8	1959		
1.197		1028	1686		
1.297		1005	1700		

Tabla 10. VHA 14-X B (configuración 5), Variación de ángulo de ataque, autoría.

VEHICULO HIPERSÓNICO AEROESPACIAL 14-X B (CONFIGURACION 6)						
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
		[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]	[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]	
0.1968	0°		1197	0.01841		
0.2968		2853	0.03292			
0.3968		2873	0.03336			
0.4968		2874	0.03363			
0.5968		2875	0.03366			
0.6968		2877	0.03361			
0.7968		2876	0.03368			
0.8968		16350	0.09594			
0.9968		16320	0.09821			
1.097		16440	0.09756			
1.197		118500	0.3388			
1.297		106900	0.3076			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
0.1968	0°		226.5	2111		
0.2968		302.1	2075			
0.3968		302.6	2075			
0.4968		302.2	2075			
0.5968		302.4	2075			
0.6968		302.1	2075			
0.7968		301.7	2075			
0.8968		593.9	1928			
0.9968		584.9	1933			
1.097		589.4	1930			
1.197		1370	1468			
1.297		1496	1379			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
0.1968	2.5°		1197	0.01841		
0.2968		4045	0.04071			
0.3968		4072	0.04169			
0.4968		4052	0.04166			
0.5968		4065	0.04202			
0.6968		4070	0.04183			
0.7968		4078	0.04177			
0.8968		20850	0.1130			
0.9968		21140	0.1184			
1.097		21540	0.1187			
1.197		170200	0.4362			
1.297		143400	0.3835			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
0.1968	2.5°		226.5	2111		
0.2968		346.1	2053			
0.3968		346.7	2053			
0.4968		346.0	2053			
0.5968		345.8	2053			
0.6968		346.2	2053			
0.7968		345.4	2054			
0.8968		642.8	1902			
0.9968		638.7	1904			
1.097		635.2	1906			
1.197		1464	1402			
1.297		1580	1316			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD		
0.1968	5°		1197	0.01841		
0.2968		5530	0.04864			
0.3968		5530	0.04891			
0.4968		5566	0.04896			
0.5968		5523	0.04868			
0.6968		5579	0.0509			
0.7968		5593	0.05034			
0.8968		25740	0.1264			
0.9968		26330	0.1333			
1.097		26750	0.1348			
1.197		259200	0.5742			
1.297		193800	0.4652			
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]	ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD		
0.1968	5°		226.5	2111		
0.2968		396.1	2029			
0.3968		396.0	2029			
0.4968		396.1	2029			
0.5968		397.9	2028			
0.6968		397.6	2028			
0.7968		397.4	2028			
0.8968		709.5	1867			
0.9968		704.5	1869			
1.097		761.6	1838			
1.197		1573	1322			
1.297		1703	1218			

Tabla 11. VHA 14-X B (configuración 6), Variación de ángulo de ataque, autoría.



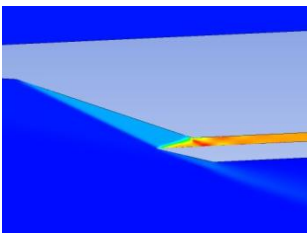
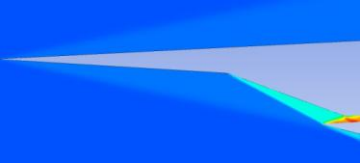
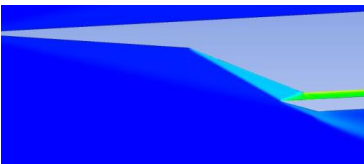
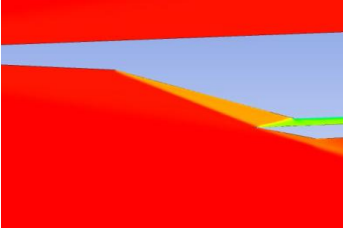
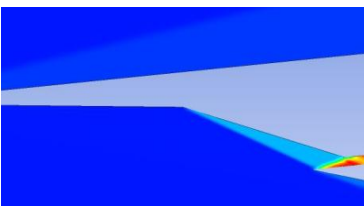
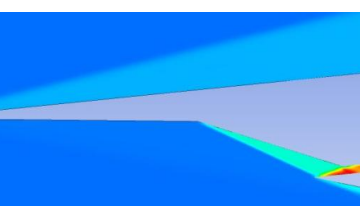
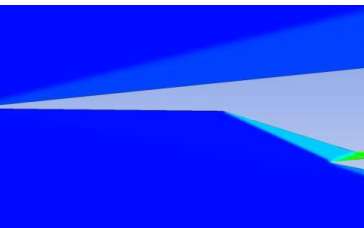
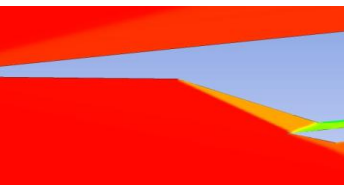
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]		ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD	
			[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-2.5)		1286	0.01926		
0.2968			1960	0.02588		
0.3968			1965	0.02602		
0.4968			1965	0.02605		
0.5968			1966	0.0261		
0.6968			1967	0.02609		
0.7968			1967	0.02613		
0.8968			12340	0.07777		
0.9968			12620	0.08462		
1.097			12610	0.08451		
1.197			84220	0.2647		
1.297			74950	0.2541		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]			ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD
			[K]	[m/s]		
0.1968	(-2.5)		232.6	2108		
0.2968			263.8	2.093		
0.3968			264.0	2093		
0.4968			264.0	2093		
0.5968			264.1	2093		
0.6968			264.1	2093		
0.7968			264.1	2093		
0.8968			552.8	1949		
0.9968			555.5	1948		
1.097			555.3	1948		
1.197			1306	1511		
1.297			1409	1441		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]			ÁNGULO DE ATAQUE	PRESIÓN		DENSIDAD
			[Pa]	[kg/m <sup>3</sup> ]		
0.1968	(-5)		1506	0.02112		
0.2968			2660	0.03154		
0.3968			2667	0.03191		
0.4968			2669	0.03203		
0.5968			2670	0.03212		
0.6968			2672	0.03214		
0.7968			2674	0.03222		
0.8968			9180	0.06281		
0.9968			9217	0.06563		
1.097			9219	0.06557		
1.197			54960	0.1942		
1.297			2660	0.1803		
POSICIÓN A LO LARGO DEL VHA [m]			ÁNGULO DE ATAQUE	TEMPERATURA		VELOCIDAD
			[K]	[m/s]		
0.1968	(-5)		248.4	2101		
0.2968			294.1	2.079		
0.3968			294.4	2079		
0.4968			294.4	2078		
0.5968			294.4	2078		
0.6968			294.4	2078		
0.7968			294.4	2078		
0.8968			509.2	1972		
0.9968			509.5	1972		
1.097			509.4	1972		
1.197			996.4	2101		
1.297			1184	1590		

Tabla 11. VHA 14-X B (configuración 6), Variación de ángulo de ataque, autoría.

## 4. ANÁLISIS Y RESULTADOS

Basados en la metodología y tipo de investigación, lo más idóneo fue seleccionar la configuración óptima con la condición fuera de diseño para ser comparado con el modelo original.

### 4.1. CONFIGURACIÓN 1.

Se evalúa este modelo con respecto a la configuración original se observa que a un ángulo de ataque de  $-5^\circ$  hay un aumento significativo de presión (ver Figura N 21) en la entrada a la sección de compresión-interna, de igual manera se evidencia un aumento de densidad y temperatura (ver Tabla N 6) facilitando la ignición del hidrogeno y compresión en la cámara de combustión.

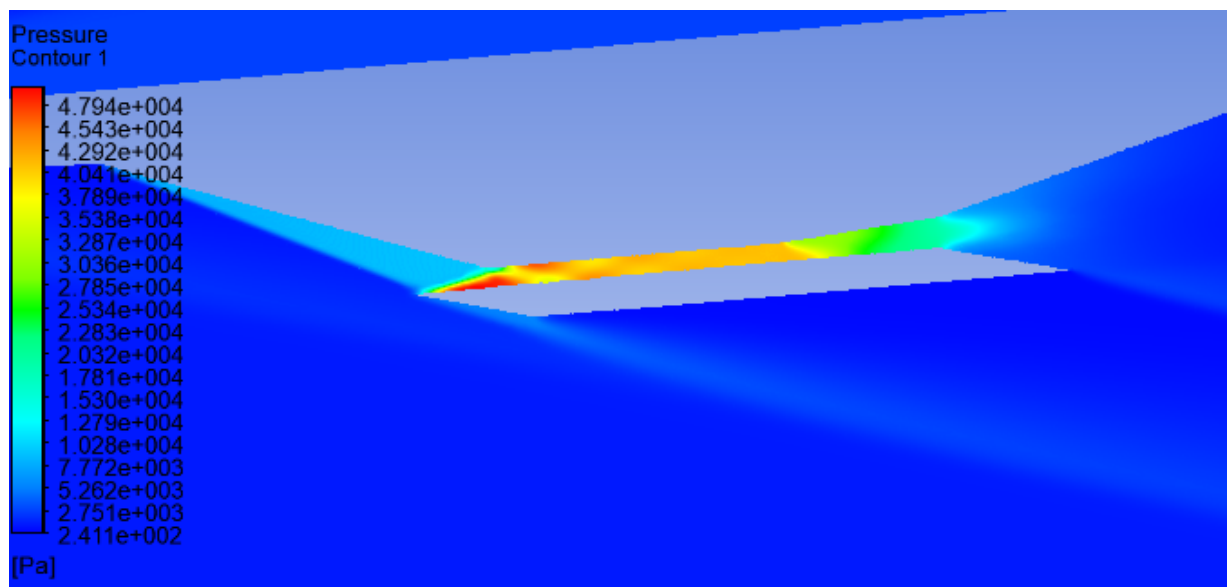


Figura N 21. Detalle de presión-Configuración 1 ( $-5^\circ$ ), autores.

### 4.2. CONFIGURACIÓN 2.

En esta configuración a pesar que los tubérculos son de un bajo radio no generan la condición *on-corner* que se requiere para el óptimo funcionamiento del motor scramjet ya que presenta una alta variación de presión en la sección de

compresión-interna; como se detalla en la Figura N 22, causando una inestabilidad en el flujo y por ende la combustión en la cámara no es la deseada.

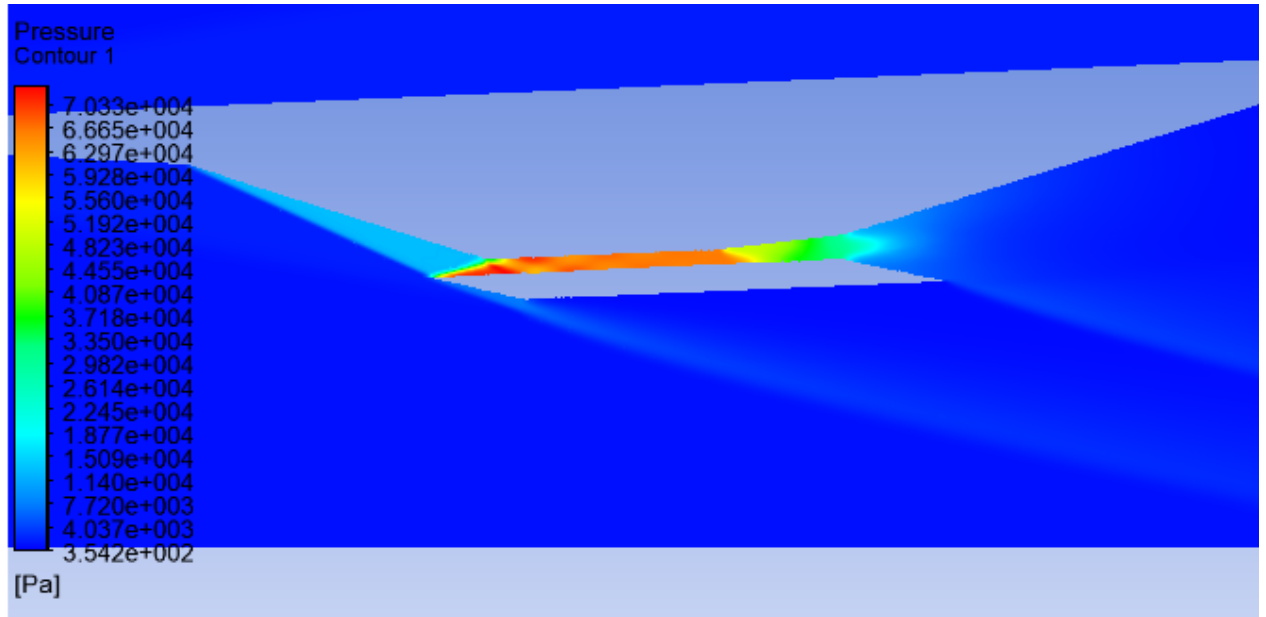


Figura N 22. Detalle de presión-Configuración 2 (-2.5°), autores.

#### 4.3. CONFIGURACION 3.

Presenta un aumento presión que facilita la compresión del flujo en la sección compresión-interna como se observa en la Figura N 23.

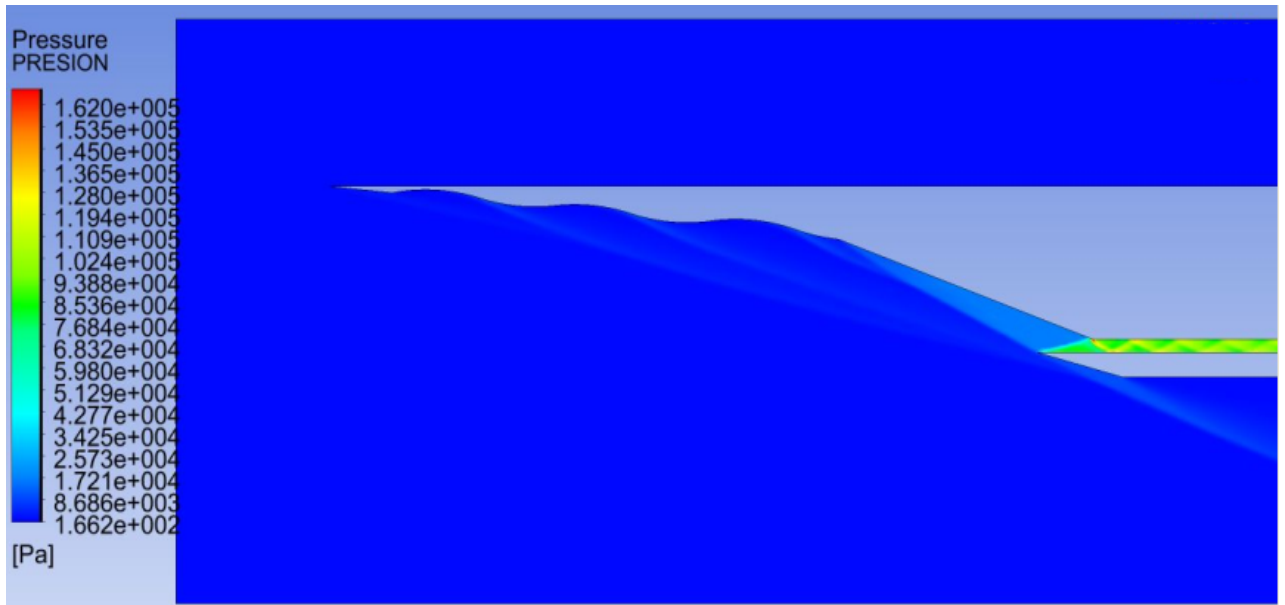


Figura N 23. Detalle de presión-Configuración 3 (0°), autores.

Por otro lado la configuración 3 debido a la excesiva presión hay un aumento drástico de temperatura en la pared superior de la cámara de combustión (ver Figura N 24) que conllevarían a posibles daños estructurales del VHA.



Figura N 24. Detalle de temperatura-Configuración 3 (0°), autores.

#### 4.4. CONFIGURACIÓN 4

En este modelo se aprecia una variación de presión no conveniente en la zona de compresión-interna, en donde se refleja una alta temperatura en el dispositivo de entrada del motor scramjet y una baja presión a lo largo de la cámara de combustión (ver Figura N 25) causando la condición *unstarted*.

En consecuencia a la variación de presión se evidencian dos temperaturas dentro de la zona de ignición (ver Figura N 26), lo cual significa que la temperatura no es constante y posiblemente afecte la operación del motor.

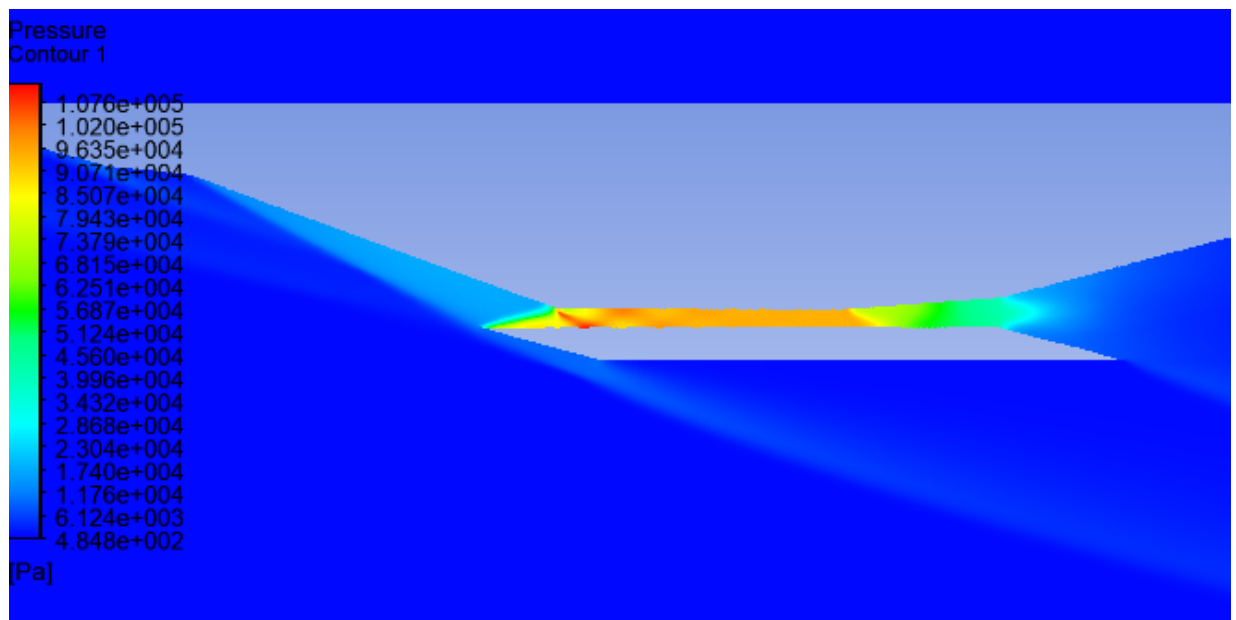


Figura N 25. Detalle de presión-Configuración 4 (0°), autores.

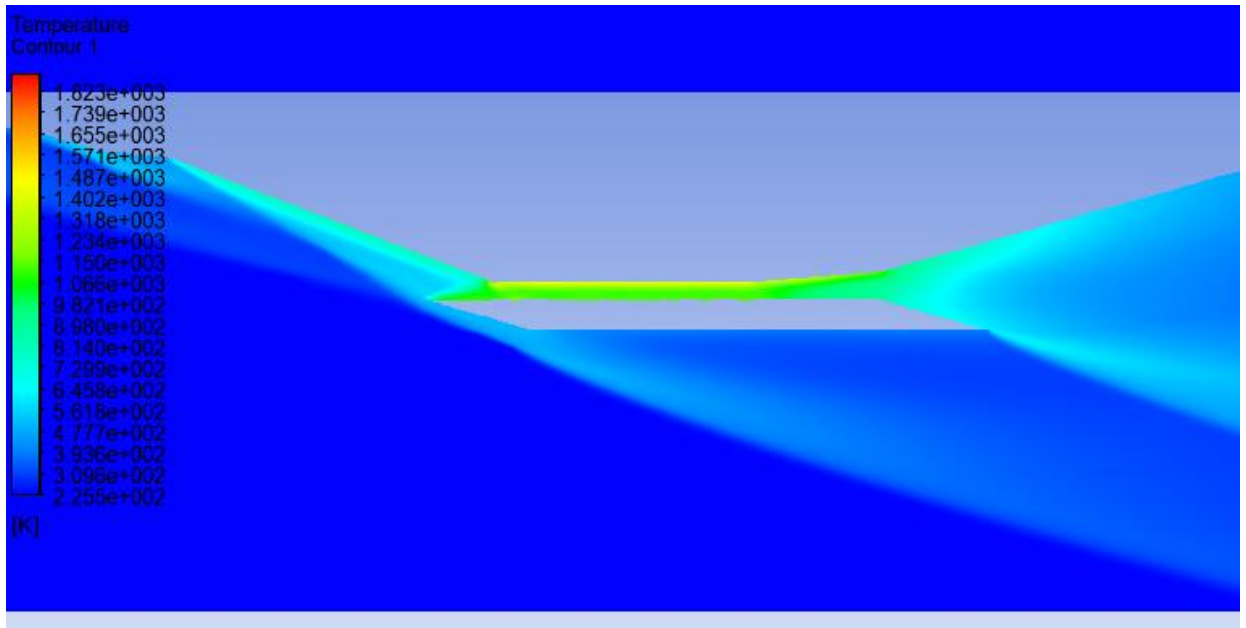


Figura N 26. Detalle de temperatura-Configuración 4 (0°), autores.

#### 4.5. CONFIGURACIÓN 5.

Este modelo presenta una mayor eficiencia cuando es sometido a un ángulo de ataque de (-5°), ya que la presión aumenta gradualmente en de la sección de compresión-interna a la sección de ignición (ver Figura N 27), manteniendo una compresión del flujo, logrando mantener una temperatura constante dentro de la sección de ignición (ver Figura N 28) y conservando la proporcionalidad directa de la densidad con respecto a la presión.

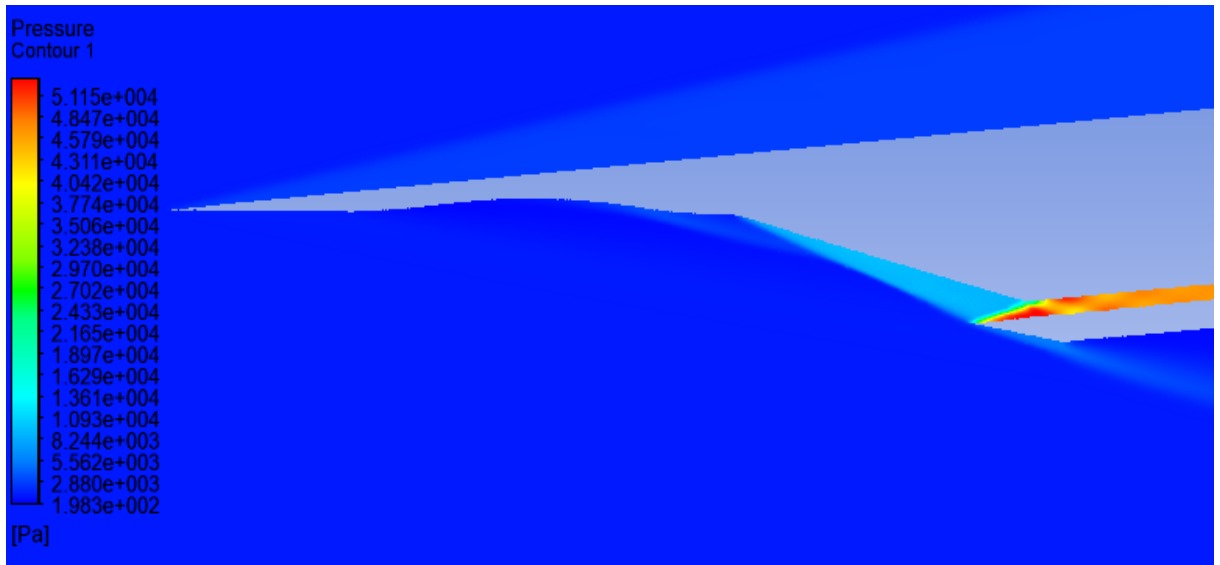


Figura N 27. Detalle de presión-Configuración 5 (-5°), autores.

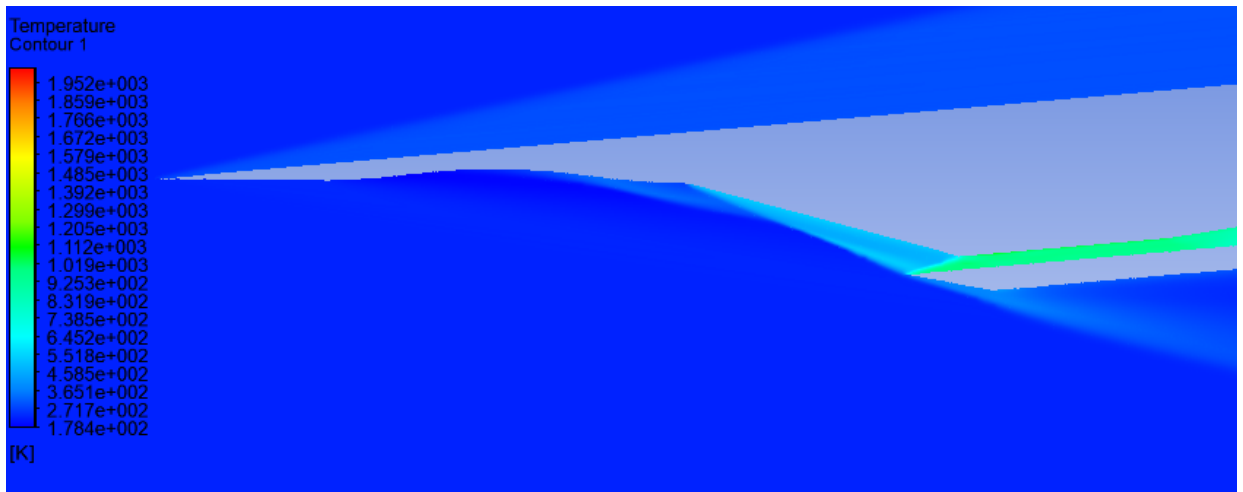


Figura N 28. Detalle de temperatura-Configuración 5 (-5°), autores.

Al aplicar el efecto tubérculo en el VHA 14-X B, para la configuración 5, debido a la geometría de la forma de tubérculo como efecto secundario hay una reducción de material lo cual es asumida como menor carga estructural, siendo esta una ventaja al momento de llevar una mayor carga útil. Además presenta óptimas condiciones de flujo en su variación de ángulo de ataque con respecto a las demás configuraciones, siendo de destacar el modelo con ángulo de ataques negativos debido al aumento gradual de presión que en consecuencia trae

consigo un aumento en la temperatura de manera constante, para ser la más adecuada para la ignición del hidrogeno.

#### 4.6. CONFIGURACIÓN 6.

A pesar de que presenta las condiciones de *on-lip* y *on-corner* en la mayoría de los ángulos de ataque analizados (excepción ángulo de ataque a  $-2.5^\circ$ ), los tubérculos ubicados al finalizar la rampa dos toman la funcionalidad de obstrucción del flujo haciendo débil la reflexión de la onda de choque oblicua y en consecuencia a ello se presenta una caída de presión en la sección de compresión-interna (ver Figura N 29), que posiblemente afecte la operación del motor scramjet.

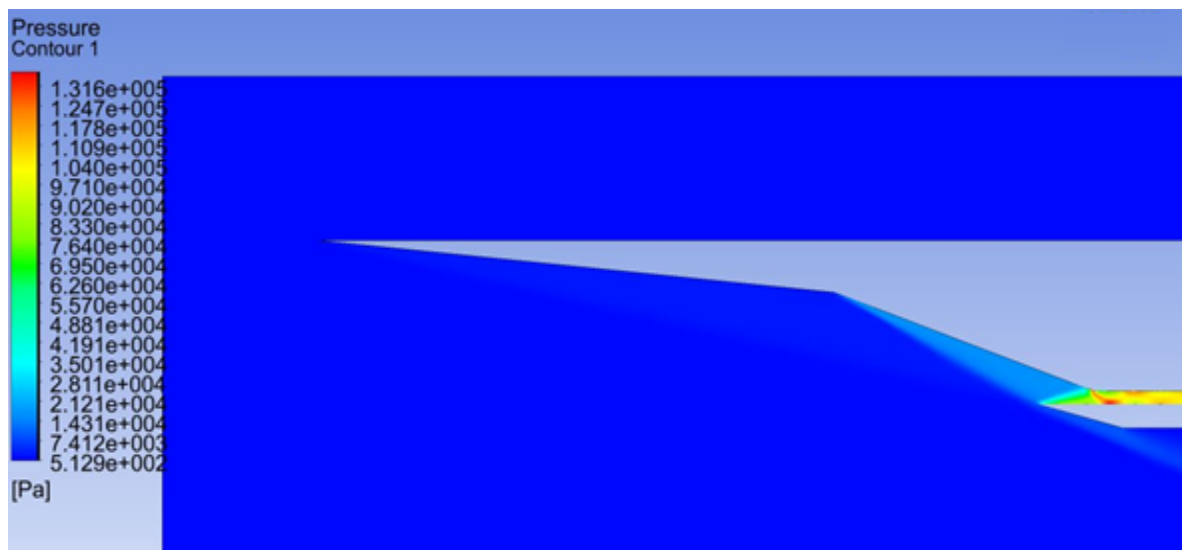


Figura N 29. Detalle de presión-Configuración 6 ( $-0^\circ$ ), autores.

Para cualquiera de las configuraciones cuando la onda de choque de la primera rampa no pega directamente en el carenaje del motor hay *spillage* (como también se aprecia en el modelo original) debido a que la onda de choque en condición fuera de diseño con ángulo de ataque positivo es posicionada más lejos y afuera del borde de ataque del carenaje hay mayor derrame de flujo a diferencia de los ángulos negativos que presentan la condición *on-corner* para las configuraciones 3, 4, 5 y 6.



Por otro lado no es recomendable la aplicación del efecto tubérculo en la segunda rampa, sección de compresión-interna ya que afecta drásticamente las propiedades del flujo, debido a que su comportamiento en esta zona es de generación de vórtices.

## 5. CONCLUSIONES.

- El efecto tubérculo se basa fundamentalmente en la canalización del flujo por medio de la generación de vórtices, con el fin de aumentar los ángulos de elevación de un cuerpo que se mueve a través de un fluido. Estos vórtices se generan por el alto relieve sinusoidal de los tubérculos o forúnculos.

En cuanto a la aplicación de este en el proyecto se evidencia la canalización del flujo hacia la cámara de combustión lo cual permite un direccionamiento del flujo que se comprime.

- Se realizan las modificaciones del modelo original las cuales se estipulan en las seis configuraciones propuestas en este proyecto, estableciendo una geometría y localización de los tubérculos, tanto en la rampa 1 como en la rampa 2.

Determinando que la ubicación de los tubérculos en la zona de compresión-externa (rampa 1) muestran resultados factibles con respecto a las simulaciones CFD realizadas, a diferencia de los tubérculos ubicados en la zona de expansión y en la zona de compresión-externa (rampa 2) que arroja resultados poco favorables para la cámara de combustión, elevando drásticamente la presión y la temperatura.

- Al validar las simulaciones CFD con los resultados experimentales y teóricos de las referencias bibliográficas [5, 9, 16, 17, 18, 19, 37, 46, 99], se confirma el desempeño del dispositivo de entrada de flujo de aire en condiciones de diseño (ángulo nulo  $0^\circ$ ) con respecto a las condiciones fuera de diseño (variación del ángulo de ataque) para optimizar el rendimiento del flujo de aire en la cámara de combustión.
- Con respecto al comportamiento del flujo del modelo original con las configuraciones propuestas se evidencia una variación en las propiedades del flujo de aire, dado que para ángulos de ataque positivos las propiedades como densidad, presión y temperatura del flujo aumentan considerablemente en la sección de compresión-interna.

Para ángulos negativos en las configuraciones 3, 4, 5 y 6 se presenta la condición *on-corner*, facilitando la compresión del flujo en la cámara de combustión por medio de la deflexión de la onda de choque oblicua, que trae como resultado una disminución en la velocidad en la cámara de combustión, siendo esta la apropiada para la operación de un motor *scramjet* y aumentando las propiedades del flujo como la presión, la densidad y la temperatura.

- El efecto tubérculo presenta viabilidad en las configuraciones para ángulos de ataque negativos, lo cual permite que haya una mayor presión en sección de compresión-interna para mantener la compresión de flujo para la ignición del hidrogeno con respecto al modelo VHA 14-X B en condiciones de diseño y fuera de diseño (ángulo de ataque nulo y variación de mismo).

Por consiguiente el efecto tubérculo es muy ventajoso al momento de someter un VHA con un ángulo de ataque negativo, aumentando las condiciones de presión en la sección de compresión-interna, de tal manera que la investigación arroja que la temperatura dentro de la cámara de combustión es la ideal para la ignición, por lo tanto de igual manera que a régimen subsónico el efecto tubérculo aumenta el ángulo de ataque del vehículo en estudio. [53]

## 6. RECOMENDACIONES PARA FUTUROS TRABAJOS

Implementación del efecto tubérculo para un modelo 3D, siendo este aplicado en el borde de ataque del vehículo, es decir al inicio del VHA, haciendo énfasis en la sección de compresión y expansión.

Se podría resaltar un análisis estructural del VHA 14-X B para determinar las cargas estructurales que podría causar el efecto tubérculo en diferentes zonas.

Se sugiere analizar el VHA 14-X B, en diferentes ángulos de ataque realizando una simulación CFD en condiciones variables de la constante adiabática del aire, es decir no considerando un gas calóricamente perfecto.

## 7. BIBLIOGRAFÍA

- [1] Hidrodinamic design of the humpback whale flipper, Franck E. Fish
- [2] The formation mechanism and impact of streamwise vortices on NACA 0021 airfoil's performance with undulating leading edge Modification, Kristy Hansen, Richard M. Kelso, Bassam B Dally (2014)
- [3] By Design, Jonathan Sarfati (2008)
- [4] Biomimética: innovación sustentable inspirada por la naturaleza, Enrique Rocha Rangel, José Amparo Rodríguez García, Enrique Martínez Peña, Juan López Hernández, Investigación y Ciencia de la Universidad Autónoma de Aguascalientes. 55, 56-61, (2012)
- [5] Brazilian 14-x b hypersonic scramjet aerospace vehicle analytic theoretical analysis at mach number 7, Victor Alves Barros Galvão y Paulo Gilberto de Paula Toro. 22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013).
- [6] Hypersonic Airbreathing Propulsion, William H. Heiser & David T. Pratt, AIAA Education series (1994)
- [7] Aerodinámica de altas velocidades, A. Barrero Ripoll, J. Meseguer Ruiz, A. Sanz Andrés, Garceta grupo editorial (2011)
- [8] Modern compressible flow, with historical perspective, John D. Anderson, Segunda edición, Jhon D. Anderson. Jr. McGraw-Hill, (1990)
- [9] Análisis Teórico de la entrada de aire del Vehículo 14-X B en condiciones de ángulo de ataque, Sergio Nicolas Pachon Laiton, Instituto de Estudios Avanzados, 4to Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica (Enero 30 2017)
- [10] Biomimética, María Ángeles Blanco (2011)
- [11] Leading edge tubercles, delay stall on humpback whael flipper, D.S. Misklosovic, M. Murray (2004)
- [12] The influence of passive, leading edge Tubercles on wing performance, P. Watts, Franck Fish
- [13] Todo lo que tienes que saber del vuelo supersónico, (2012) Draco Maxusgrosso, recuperado de: <http://www.taringa.net/posts/apuntes-y-monografias/12622269/Todo-lo-que-tenes-que-saber-sobre-vuelo-supersonico.html>
- [14] Flight-Test-Determined Aerodynamic Force and Momen Characteristics of the X-43A at Mach 7.0, Mark C. Davis y J. Terry White, AIAA (2006)
- [15] NASA - X-51A Makes Longest Scramjet Flight, (Mayo 28 2010), recuperado de: <https://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/X-51A.html>
- [16] Investigación experimental do veículo hipersônico aeroespacial 14-X B, João Martos Instituto de Estudios Avanzados (Julio 2014)

- [17] A numerical analysis of boundary-layer/shock wave interactions in the compression ramps of scramjet intakes, Augusto Fontan Moura y Maurício Antoniazzi Pinheiro Rosa. (23rd international congress of mechanical engineering, Dic 06-11 2015, Rio de Janeiro, RJ, Brazil)
- [18] Investigación experimental del vehículo aeroespacial brasileiro 14-X B, João Martos, Sergio Nicolas Pachon Laiton y Bruno Lima (2016)
- [19] Design of the brazilian 14-x hypersonic aerospace vehicle, Felipe Jean da Costa, Paulo Gilberto de Paula Toro, Tiago Cavalcanti Rolim, Giannino Ponchio Camillo, Roberto da Cunha Follador y Marco Antonio Sala Minucci. (12rd Brazilian congress of Thermal Sciences and Engineering, Oct 18-22, 2012, Rio de Janeiro, RJ, Brazil)
- [20] A chief engineer's view of the nasa x-43a scramjet flight test, Laurie A. Marshall y Griffin P. Corpening. (Junio de 2005)
- [21] Keeping Momentum With A Mouthful Of Water: Behavior And Kinematics Of Humpback Whale Lunge Feeding, Malene Simon<sup>1</sup>, Mark Johnson y Peter T. Madsen, *The Journal of Experimental Biology* (2012)
- [22] A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution, Ronald S. Fry, *Journal of propulsion and power*, Vol. 20, No. 1 (January–February 2004)
- [23] The effects of tubercles on swept wing performance, Michale D. Bolzon, Richard M. Kelso y Maziar. Arjomandi, 19th Australasian Fluid Mechanics Conference (2014).
- [24] Lift and drag performance of odontocete cetacean flippers, Paul W. Weber, Laurens E. Howle, Mark M. Murray y Frank E. Fish, *The Journal of Experimental Biology* (2009)
- [25] Hydrodynamic flow control in marine mammals, Frank E. Fish, Laurens E. Howle y Mark M. Murray, *Marine mammal flow control* (2008)
- [26] The tubercles on humpback whales' flippers: application of bio-inspired technology, Frank E. Fish, Paul W. Weber, Mark M. Murray y Laurens E. Howle, *Symposium, Integrative and Comparative Biology*, volume 51, number 1, pp. 203–213 (2011)
- [27] An experimental and computational study of flow over a naca 0021 airfoil with wavy leading edge modification, N. Rostamzadeh, R.M. Kelso, B.B. Dally y Z.F. Tian, 18 Australasian Fluid Mechanics Conference (2012)
- [28] Tubercles and their applications, Michael. D. Bolzon, Richard M. Kelso y Maziar Arjomandi, *J. Aerosp. Eng* (2015)
- [29] Effect of tubercle leading edge control surface on the performance of the double delta wing fighter aircraft, P. Sharmila y S. Rajakumar, *IJRASET*, Volume 3 Issue VI, (June 2015)

- [30] Sinusoidal Delta Wing: Challenges and Opportunities, Sagar Dasgupta, Anuj Jain and A.R. Paul (2015)
- [13] Investigación experimental, Métodos de la investigación educativa, Beatriz Arquero Palomino, Ana Berzosa Alonso, Noelia García Muñoz y Miriam Monje Morales, tercera edición especial, (2009)
- [31] Aerodynamic Characteristics of a Delta Wing at High Angles of Attack, Akira Oyama, Genta Imai, Akira Ogawa y Kozo Fujii, American Institute of Aeronautics and Astronautics, (15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 28 abril-1 mayo 2008, Dayton, Ohio).
- [32] Aerodynamic Characteristics of Slender Delta Wing with Low Dorsal Fin, Xuanshi Meng, Chun Jiay, Zhide Qiaoz y Chao Gaox, American Institute of Aeronautics and Astronautics, (45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8-11 January 2007, Reno, Nevada).
- [33] The effect of leading edge protuberances on the performance of small aspect ratio foils, j.-h. chen, s.-s. li, v.t. nguyen, (15th International Symposium on Flow Visualization, June 25-28, 2012), Minsk, Belarus.
- [34] Experimental Investigations on Leading-Edge Vortex Structures for Flow over Non-Slender Delta Wings, Wang Jin-Jun y Zhang Wang, CHIN.PHYS.LETT, Vol. 25, No. 7 (2008) 2550.
- [35] The unsteady aerodynamics of slender wings and aircraft undergoing large amplitude maneuvers, Robert C. Nelson y Alain Pelletier, Science Direct, Pergamon, (Progress in Aerospace Sciences 39 (2003) 185–248).
- [37] Análise de desempenho do veículo hipersónico aeroespacial 14-X B, Patricia Capistrano Teixeira (2015)
- [38] Conceptos básicos de la metodología de la investigación, Tipos de investigación y diseño de investigación, Ferrer Jesús (2010)
- [39] Hypersonic and High-Temperature, Gas Dynamics, Second Edition, AIAA Education series, John D. Anderson, Jr. (2006)
- [40] Fundamentals of Aerodynamics, Tercera edición, Jhon D. Anderson, Jr. MacGraw-Hill, (2001)
- [41] NASA 1976-Properties Of The U.S. Standard Atmosphere 1976, recuperado de: <http://www.pdas.com/atmosTable1SI.html>
- [42] NASA-Rockwell-30, (Febrero12 2016), recuperado de: [https://www.nasa.gov/centers/armstrong/history/experimental\\_aircraft/X-30.html](https://www.nasa.gov/centers/armstrong/history/experimental_aircraft/X-30.html)
- [43] NASA, X-43A, (Noviembre 16 2004), recuperado de: <https://www.nasa.gov/missions/research/x43-main.html>
- [44] Humpback whales inspire new wind turbine technology, dr. neil canter / contributing editor (2008)

- [45] Brazilian 14-X S hypersonic scramjet aerospace vehicle dimensional design at mach number 7, Ronaldo de Lima Cardoso, Marcos da Silva e Souza, Paulo Gilberto de Paula Toro, 22nd International Congress of Mechanical Engineering, Ribeirão Preto, SP, Brazil, (COBEM 2013) November 3-7, 2013
- [46] Theoretical analysis of the hypersonic aerospace vehicle 14-X B at mach numbers 6 to 12, Iván Felipe Rodríguez Barón, Paulo Gilberto de Paula Toro, VIII Congreso de ingeniería mecánica (CONEM 2014), Agosto 10-15, 2014
- [47] Brazilian 14-X S a hypersonic axisymmetrical scramjet aerospace vehicle analytical and numerical analysis at mach number 7, André Reis Mariano, Alexandre Kazuo Carvalhal, Paulo Gilberto de Paula Toro, (COBEM 2013), 22nd International Congress of Mechanical Engineering Ribeirão Preto, SP, Brazil, November 3-7, 2013,
- [48] Aerospace Numerical Simulation and Digital Prototyping Technologies, Yao Zheng, Lijun Xie, Jianjun Chen y Zhang Ji-fa, (Mayo 10 2010)
- [49] Fundamentos del hidrogeno gaseoso, Laboratorio Energético del Hidrógeno, recuperado de: [http://www.energiasostenible.net/fundamentos\\_hidrogeno.htm](http://www.energiasostenible.net/fundamentos_hidrogeno.htm), (2003)
- [50] Tutoriales de Ansys-Fluent, Cornell University, recuperado de: <https://confluence.cornell.edu/display/SIMULATION/FLUENT+Learning+Modules>
- [51] Ansys CFD-Post Tutorials, ANSYS, Inc. Release 15.0, (November 2013)
- [52] Analytical solutions for Prandtl–Meyer wave–oblique shock overtaking interaction, M.V. Silnikov, M.V. Chernyshov, V.N. Uskov, ScienceDirect, (2014) Acta Astronautica 99 (2014) 175–183
- [53] Investigation of the Effect of Tubercles on Airfoil Performance, Jared Carr Rafael Ferraz, Songqi Gao, Aaron Jameson, Chang Yul Lee, Daniel Lu, Aaron Wienkers y Cheng Hao Yuan, University of California at Berkeley Spring (2014)
- [54] The effect of leading edge tubercle geometry on the performance of different airfoils, Kristy Hansen, Richard M. Kelso y Bassam B Dally, (2009)
- [55] Mimicking the humpback whale: An aerodynamic perspective, Syed Aftab Universiti Putra Malaysia (Junio 2016)
- [56] Vortex flow manipulation on generic delta wing configurations, Anja Kölzsch, Christian Breitsamter, 28th international congress of the aeronautical sciences, (ICAS 2012)
- [57] Low-Speed Wind-Tunnel Experiments on a series of Sharp-Edged Delta Wings, P. B. EARNSHAW and J. A. LAWFORD, Reports and Memoranda No. 3424 (Marzo 1964)
- [58] NASA Technical Memorandum 74097, Aerodynamic Characteristics of Airplanes at High Angles of Attack, Joseph R. Chambers and Sue B. Grafton, (1977)



- [59] Effects of sinusoidal leading edge on delta wing performance and mechanism, Chen Huang, Chong Pan y Jinjun Wang, Science China, Technological Sciences, Vol.56 No.3: 772–779 (March 2013)
- [60] The Effect of Leading Edge Serrations on Dynamic Stall, Jonathan Borg, University of Southampton (2012)
- [61] Flow over a Wing with Leading-Edge Undulations, Alex Skillen, Alistair Revell, Alfredo Pinelli, Ugo Piomelli, Julien Favier, (2014)
- [62] Numerical Analysis of Wind Turbine Airfoil Aerodynamic Performance with Leading Edge Bump, Majid Asli, Behnam Mashhadi Gholamali, and Abolghasem Mesgarpour Tousi, Hindawi Publishing Corporation Mathematical Problems in Engineering, Volume 2015
- [63] Numerical evaluations of the effect of leading-edge protuberances on the static and dynamic stall characteristics of an airfoil, C Cai, Z G Zuo, S H Liu, Y L Wu and F B Wang, 6th International Conference on Pumps and Fans with Compressors and Wind Turbines (2016)
- [64] CFD simulations of the flow around a humpback whale's pectoral fin, J. Andreas, K. Theobald, B. Kerschgens, 17th biennial conference on the biology of marine mammals - Capetown, South Africa (Nov 29. Dec 3 2007)
- [65] Effect of Airfoil Leading Edge Waviness on Flow Structures and Noise, Abdelkader Frendi, University of Alabama in Huntsville (2016)
- [66] A Numerical Study on the Unsteady Aerodynamic Characteristics of Thick Aerofoils with Wavy Leading Edges, Rafael Perez Torro, (Enero 26 2016)
- [67] Numerical analysis of effect leading-edge protuberances on aircraft wing performance, Anil Kumar Malipeddi, (2007)
- [68] Effect leading-edge protuberances on airfoil performance, Kristy Lee Hansen, (2012)
- [69] CFD investigation on leading-edge tubercles as applied on a tidal turbine blade, Weichao Shi, Mehmet Atlar, Rosemary Norman y Kwang Cheol-Seo, Tokyo Big Sight, Tokyo, Grand renewable energy (2014)
- [70] Characterization and Design of Tubercle Leading-Edge Wings, Mark W. Lohry, David Clifton and Luigi Martinelli, Department of Mechanical and Aerospace Engineering Princeton University (2011)
- [71] ANSYS Fluent Tutorial Guide, ANSYS, Inc (Noviembre 2013)
- [72] Turbulence-airfoil interaction noise reduction using wavy leading edge: An experimental and numerical study, C. Polacsek, Gabriel Reboul, Vincent Clair, Deniau Hugues, (2011)
- [73] Characterization and Design of Tubercle Leading-Edge Wings, Mark W. Lohry, David Clifton and Luigi Martinelli, Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7), Big Island, Hawaii, (July 9-13, 2012)

- [74] Computational Design Study of a 3D Hypersonic Intake for Scramjet Demonstrator Testing, Birgit Reinartz and Marek Behr, (2011)
- [75] Design and Computational Analysis of Scramjet Inlet, D.Nirmalkumar, S.Murugesan (2015).
- [76] Brazilian 14-x s hypersonic scramjet aerospace vehicle dimensional design at mach number 7, Ronaldo de Lima Cardoso, Marcos da Silva e Souza (22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM November 3-7, 2013)
- [77] Preliminary performance parameters of the hypersonic vehicle 14-x b, Patrícia Capistrano Teixeira (22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013) November 3-7, 2013)
- [78] Preliminary aerodynamic heating at stagnation point applied to vha 14-x s, Thiago Lima de Assunção, Paulo Gilberto de Paula Toro (22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013) November 3-7, 2013)
- [79] Brazilian 14-x b hypersonic scramjet aerospace vehicle aerothermodynamic code, Jayme Rodrigues Teixeira da Silva, Paulo Gilberto de Paula Toro (22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013) November 3-7, 2013)
- [80] Brazilian 14-x s hypersonic unpowered scramjet aerospace vehicle structural analysis at mach number 7, Álvaro Francisco Santos Pivetta, David Romanelli Pinto, Giannino Ponchio Camillo, Felipe Jean da Costa, Paulo Gilberto de Paula Toro, (22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013) November 3-7, 2013)
- [81] Brazilian 14-x sa hypersonic axisymmetrical scramjet aerospace vehicle analytical and numerical analysis at mach number 7, André Reis Mariano, Alexandre Kazuo Carvalhal, Paulo Gilberto de Paula Toro, (22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013) November 3-7, 2013)
- [82] Aerodynamic heating of the brazilian 14-x hypersonic waverider scramjet vehicle at mach numbers 7 and 10, Felipe Jean da Costa, (16th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering November 07-10th, 2016)
- [83] Brazilian 14-x hypersonic waverider scramjet aerospace vehicle dimensional design at mach number 10, Paulo Gilberto de Paula Toro, Tiago Cavalcanti Rolim, Giannino Ponchio Camillo, (22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013) November 3-7, 2013)
- [84] Computational analysis of scramjet inlet, Murugesan, Dilip A Shah and Nirmalkumar (International Journal of Recent Scientific Research Vol. 6, Issue, 4, pp.3391-3403, April, 2015)
- [85] Preliminary characterization of the hypersonic flow in the test section of the ieav t3 hypersonic shock tunnel, Toro, P. G. P, Minucci, M. A. S, Oliveira, A. C,

Chanes Junior, J. B. (21st Brazilian Congress of Mechanical Engineering October 24-28, 2011)

[86] Análisis Teórico de la entrada de aire del Vehículo 14-X B en condiciones de ángulo de ataque, S. N. P. Laiton, P. G. P. Toro (November 2016)

[87] Numerical Analysis of Supersonic Scramjet Combustion Engine with Double Cavity Configuration at Mach 2 Fuel Injection, Nithin .N (2013)

[88] Brazilian 14-x hypersonic waverider scramjet aerospace vehicle dimensional design at mach number 10, Paulo Gilberto de Paula Toro, Tiago Cavalcanti Rolim, Giannino Ponchio Camillo (22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013) November 3-7, 2013)

[89] Description and application of the scramjet engine simulation pack(sjetsp), Tiago Cavalcanti Rolim, Paulo Gilberto de Paula Toro (23rd ABCM International Congress of Mechanical Engineering December 6-11, 2015)

[90] A numerical analysis of the effects of side wall compression in 3d scramjet intakes, Jacqueline Aparecida Reinaldo de Carvalho, Mauricio Antoniazzi Pinheiro Rosa (23rd ABCM International Congress of Mechanical Engineering December 6-11, 2015)

[91] A numerical investigation of the 14-xb forebody leading- edge bluntness effects on the external airflow of the scramjet intake, João Vitor Marques Brito de Siqueira, Maurício Antoniazzi Pinheiro Rosa (23rd ABCM International Congress of Mechanical Engineering December 6-11, 2015)

[92] A numerical study of localized pulsed energy deposition in stagnant air and high speed airflows, André Carlos Fraile Júnior, Mauricio Antoniazzi Pinheiro Rosa (23rd ABCM International Congress of Mechanical Engineering December 6-11, 2015)

[93] Experimental investigation of the brazilian 14-x b hypersonic scramjet aerospace vehicle, João Felipe de Araújo Martos, Renan Guilherme Santos Vilela, Bruno Coelho Lima, Sérgio Nicholas Pachon Laiton, Thiago Victor Cordeiro Marcos, Israel da Silveira Rego, Paulo Gilberto de Paula Toro (August 2016)

[94] Theoretical analysis of the hypersonic aerospace vehicle 14-x b at mach numbers 6 to 12, Iván Felipe Rodríguez Barón, Paulo Gilberto de Paula Toro (Agosto 2014)

[95] Brazilian 14-x b hypersonic scramjet aerospace vehicle numerical analysis at mach number 7, Alexandre Kazuo Carvalho, Felipe Jean da Costa, Giannino Ponchio Camillo, Israel da Silveira Rêgo, Paulo Gilberto de Paula Toro (Agosto 2014)

[96] Design and Analysis on Scramjet Engine Inlet, Aqheel Murtuza Siddiqui, G.M.Sayeed Ahmed (Junio 2013)

- [97] Investigação experimental do veículo hipersônico aeroespacial 14-x b, João Felipe de Araújo Martos (julio 2014)
- [98] Estudo aerodinamico e dimensional para manufatura do veiculo hipersonico aeroespacial 14-xbs, Ronaldo de Lima Cardoso, (2012)
- [99] Experimental investigation of the Brazilian 14-x b hypersonic scramjet aerospace vehicle, João Felipe de Araújo Martos, Renan Guilherme Santos, Bruno Coelho Lima Sérgio Nicholas Pachon Laiton, Thiago Victor Cordeiro Marcos, Israel da Silveira Rego, Paulo Gilberto de Paula Toro (Agosto 2016)
- [100] Numerical computations of scramjet inlet geometries at Mach 7, Srihari Menon, Saurabh Sharma, Shibu Clement (ISABE-2015-20067)
- [101] A numerical investigation of scramjet engine air intakes for the 14-x hypersonic vehicle, Augusto F. Moura, Maurício A. P. Rosa, (Trevo Cel. Avião José Alberto Albano do Amarante, 1, 12.228-001, São José dos Campos, Brasil)
- [102] Projeto do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com velocidade Correspondente a Número de Mach 10, Felipe Jean da Costa (2014)
- [103] Brazilian 14-X Hypersonic Aerospace Vehicle Project, Paulo G. P. Toro<sup>1</sup>, Marco A. S. Minucci, Tiago C. Rolim, Roberto C. Follador, Alberto M. Santos, Giannino P. Camillo<sup>6</sup>, Luiz G. Barreta (2012)
- [104] Computational fluid dynamics analysis of the vertical axis wind turbine blade with tubercle leading edge, Chi-Jeng Bai, Yang-You Lin, San-Yih Lin y Wei-Cheng Wang, Journal of renewable and sustainable energy 7 (Junio de 2015)
- [105] NASA-Technical note, A concept of the vortex lift of sharp-edge delta wings based on a leading-edge-suction analogy, Edward C. Polhamus NASA-TN D-3767, (1966)

## 8. APÉNDICE

### 8.1. APÉNDICE A.

#### 8.1.1. SIMULACIÓN CFD – ANSYS – FLUENT

##### 8.1.1.1. GEOMETRÍA VHA 14-XB

Para la realización de la geometría del VHA se puede realizar desde SOLID EDGE guardándolo como parasolid (.par) e importarlo a ANSYS Workbench ya que este tipo de archivo es compatible con esta herramienta

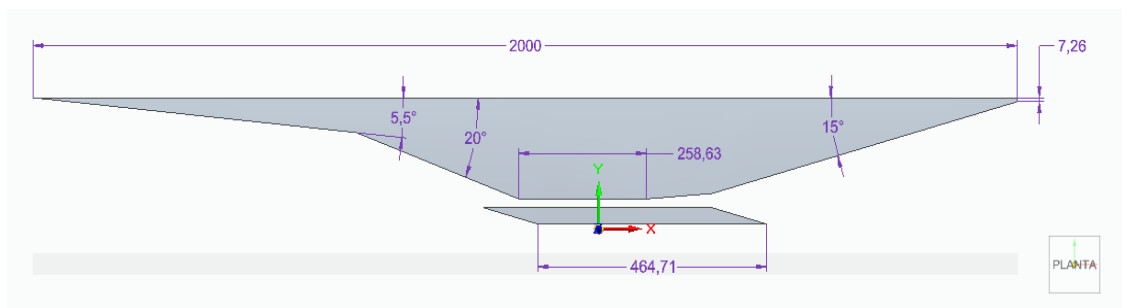


Figura N 30. Modelo Cad VHA 14-X B, autores

##### 7.1.1.2. Importar el archivo .par

En primera medida se debe seleccionar el sistema de análisis Fluid Flow (Fluent) que se encuentra en la caja de herramientas de Workbench.

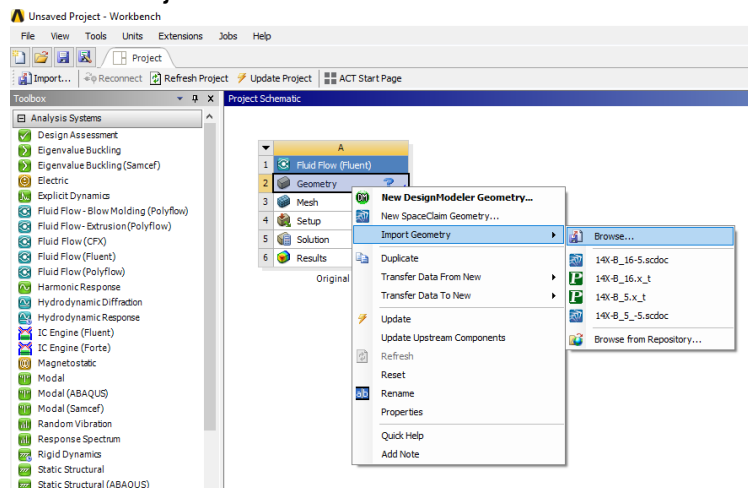


Figura N 31. Importar Modelo Cad a Ansys, autores

### 7.1.1.3. Pasar modelo cad a placa 2D

Se crea una placa de estudio a partir de la herramienta SpaceClaim ya que el análisis realizado en el proyecto es bidimensional, es decir 2D donde se debe generar el plano desde la herramienta SpaceClaim de ansys

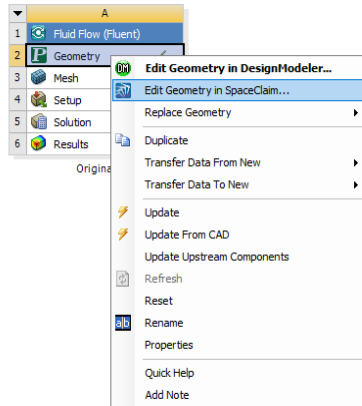


Figura N 32. Herramienta SpaceClaim, autores.

La herramienta de diseño SpaceClaim de ANSYS al igual que DesignModeler permiten la modificación y creación de sólidos siendo para este caso de estudio SpaceClaim utilizado para la creación de la placa a partir del modelo del VHA 14-X B cad importado.

Cabe aclarar que esta herramienta también se utilizó para la variación de ángulos de ataque presentadas en el análisis computacional del presente trabajo.

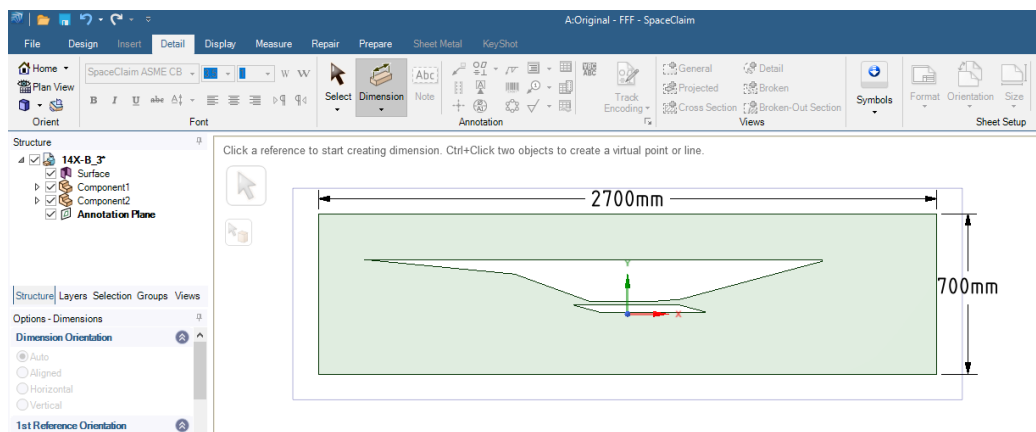


Figura N 33. Placa de estudio- modelo 2D del VHA 14-X B, autores.

## 8.1.2. PRE-PROCESAMIENTO.

### 8.1.2.1. Malla.

Detalles de la Malla y Método de Mallado utilizados, con el fin de obtener datos más veraces en el análisis se implementa una malla con características finas ya que esto permite mayor exactitud en los resultado de las simulaciones CFD.

Details of "Mesh"	
<b>Display</b>	
Display Style	Body Color
<b>Defaults</b>	
Physics Preference	CFD
Solver Preference	Fluent
<input type="checkbox"/> Relevance	0
Export Format	Standard
Shape Checking	CFD
Element Midside Nodes	Dropped
<b>Sizing</b>	
Size Function	Curvature
Relevance Center	Coarse
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	Medium
Span Angle Center	Fine
<input type="checkbox"/> Curvature Normal A...	Default (18,0 °)
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (1,38930 mm)
<input type="checkbox"/> Max Face Size	Default (138,930 mm)
<input type="checkbox"/> Max Tet Size	Default (277,860 mm)
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1,20 )
Automatic Mesh Base...	On
<input type="checkbox"/> Defeaturing Tolera...	0,3 mm
Minimum Edge Length	7,26660 mm

Details of "MultiZone Quad/Tri Method" - Method	
<b>Scope</b>	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
<b>Definition</b>	
Suppressed	No
Method	MultiZone Quad/Tri
Surface Mesh Method	Uniform
Element Midside Nodes	Use Global Setting
Free Face Mesh Type	All Quad
<input type="checkbox"/> Element Size	2,5 mm
<b>Advanced</b>	
Preserve Boundaries	Protected
Mesh Based Defeaturing	On
<input type="checkbox"/> Defeaturing Tolerance	Default( 0,3 mm )
Sheet Loop Removal	No
Minimum Edge Length	7,2666 mm
Write ICEM CFD Files	No

Figura N 34. Características de la malla, autores.

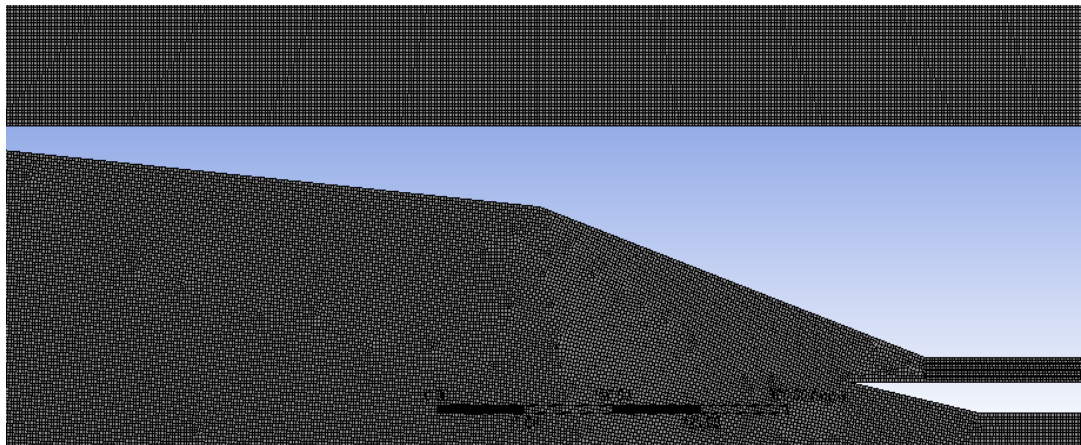


Figura N 35. Detalles de la malla, autores.

### 8.1.2.2. Nombramiento de secciones.

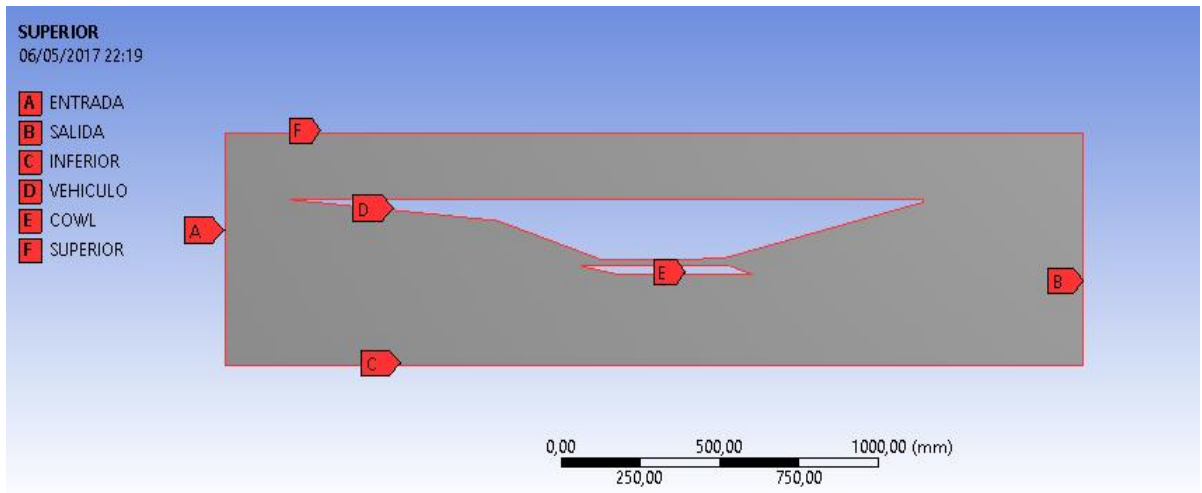


Figura N 36. Secciones de estudio de la placa 2D, autores.

### 8.1.3. POST-PROCESAMIENTO DE CFD.

#### 8.1.3.1. Configuración Fluent.

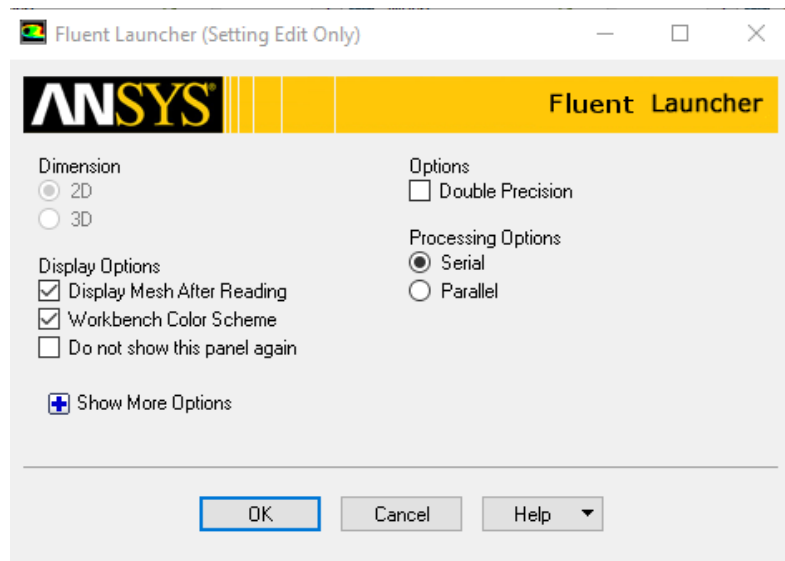


Figura N 37. Configuración de Fluent, autores.



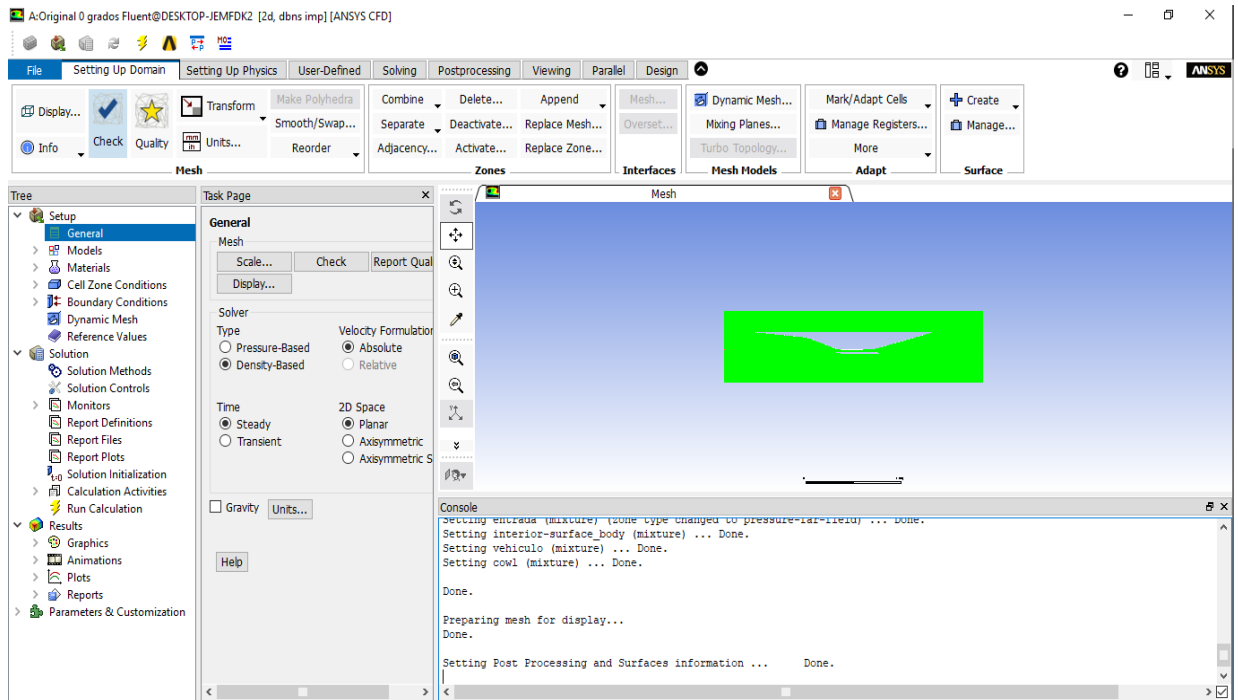


Figura N 38. Configuración de condiciones físicas generales, autores.

### 8.1.3.2. Configuración del flujo.

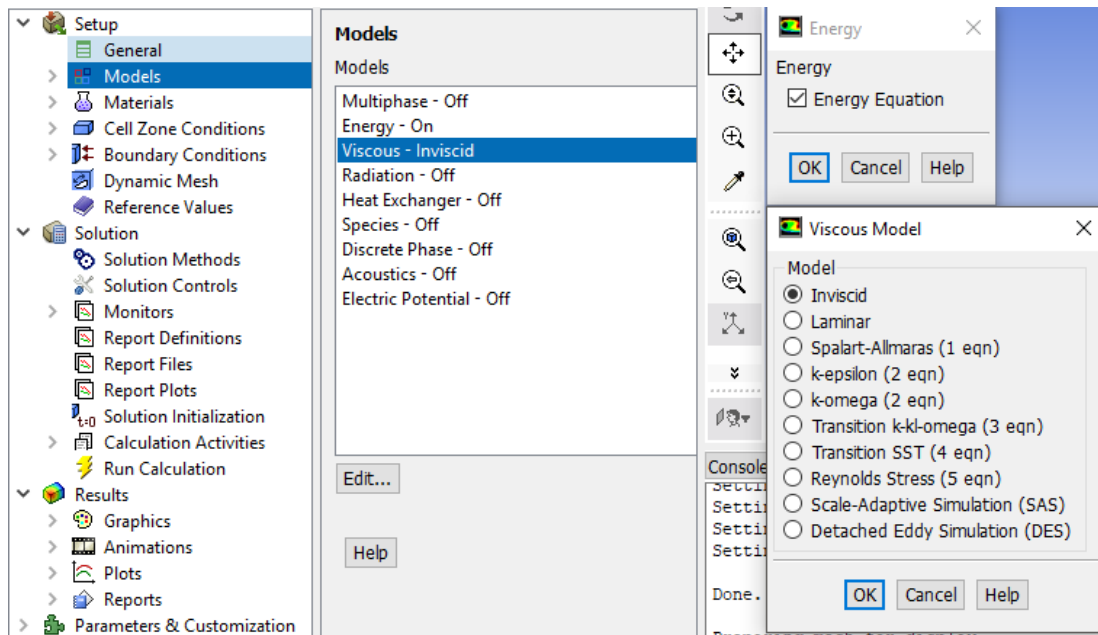


Figura N 39. Configuración de modelos, autores.

### 8.1.3.3. Configuración Material

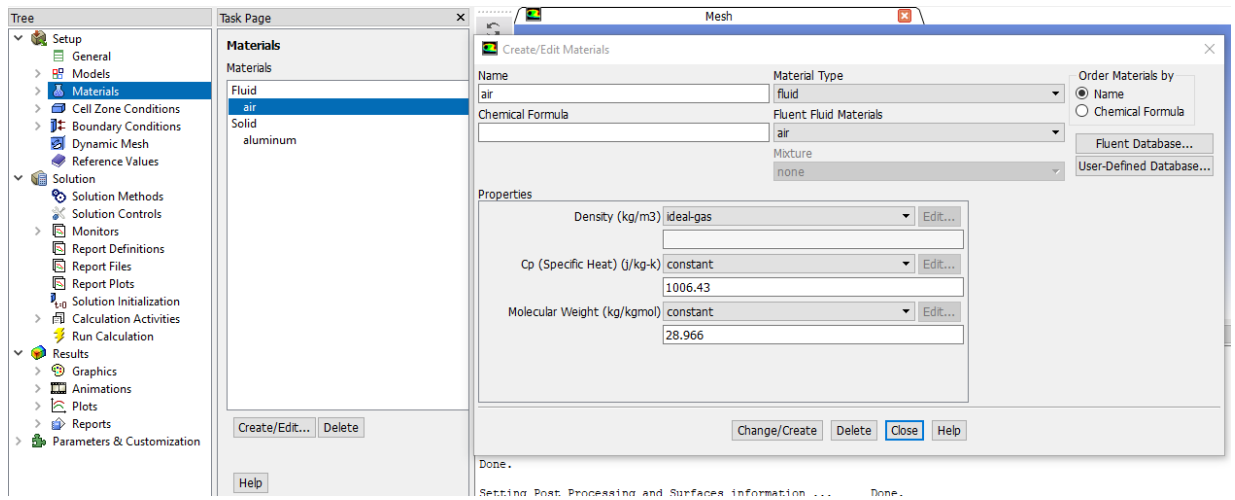


Figura N 40. Configuración de Fluido calóricamente perfecto, autores.

### 8.1.3.4. Condiciones de la zona de celdas.

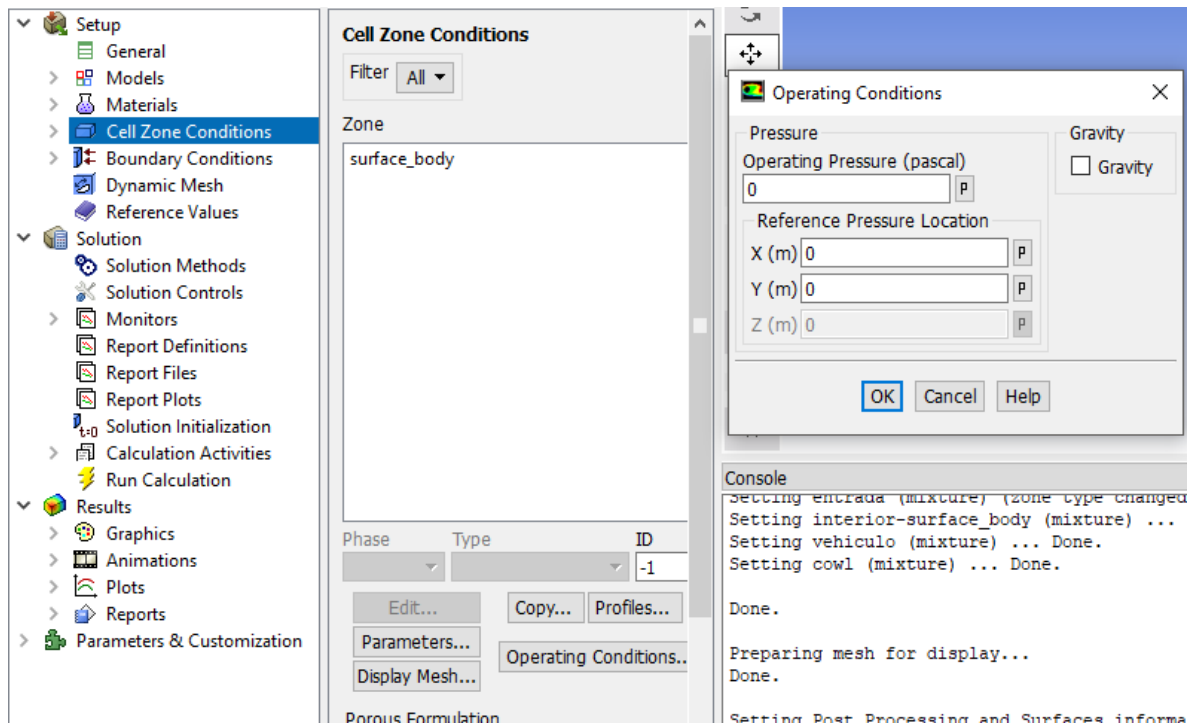


Figura N 41. Configuración de celdas de operación, autores.

### 8.1.3.5. Condiciones de Frontera.

Se realiza la configuración en las secciones nombradas como Entrada, Inferior y Superior, basados en el tipo de Pressure-far-field.

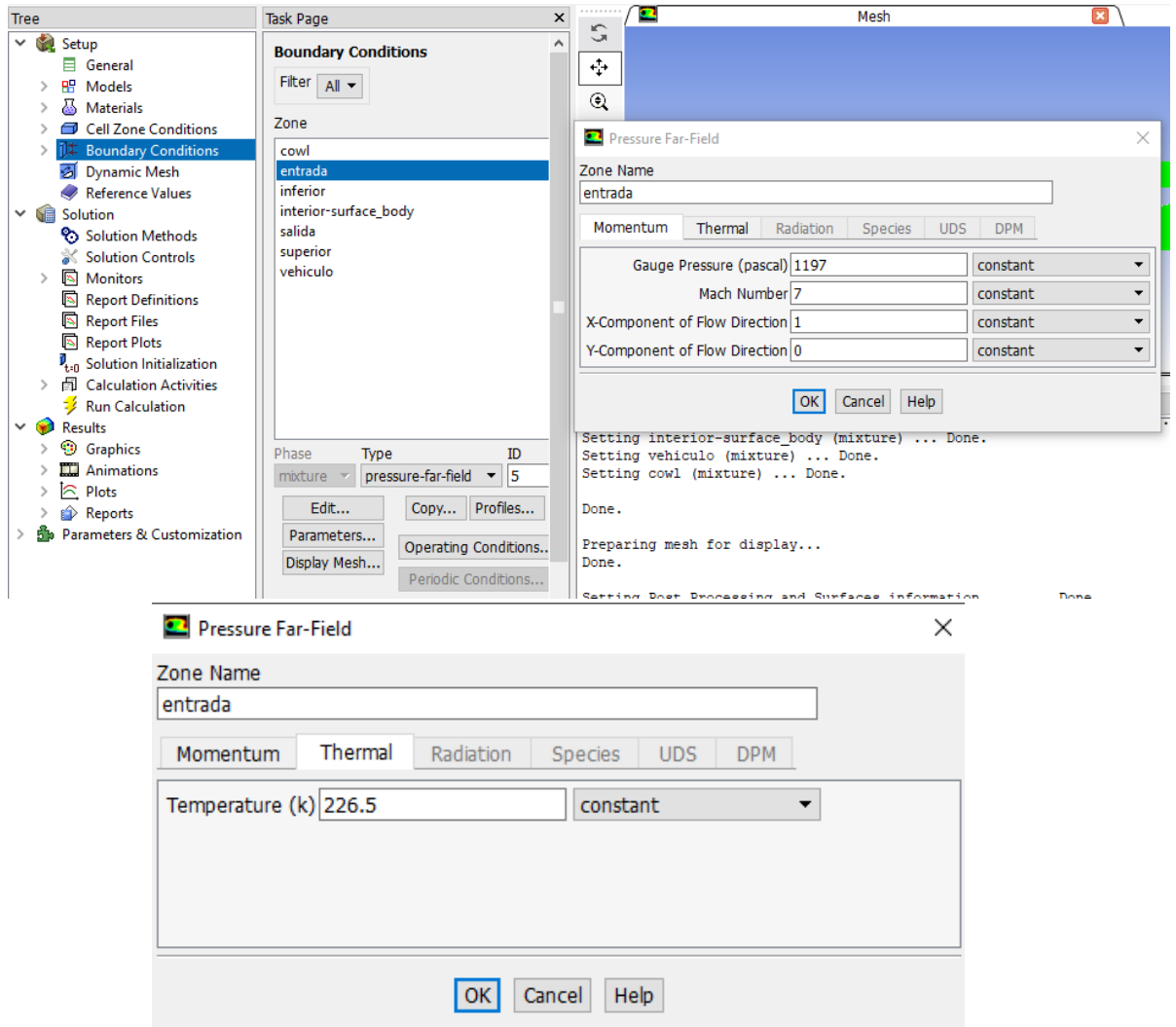


Figura N 42. Configuración de secciones (entrada, inferior y superior), autores.

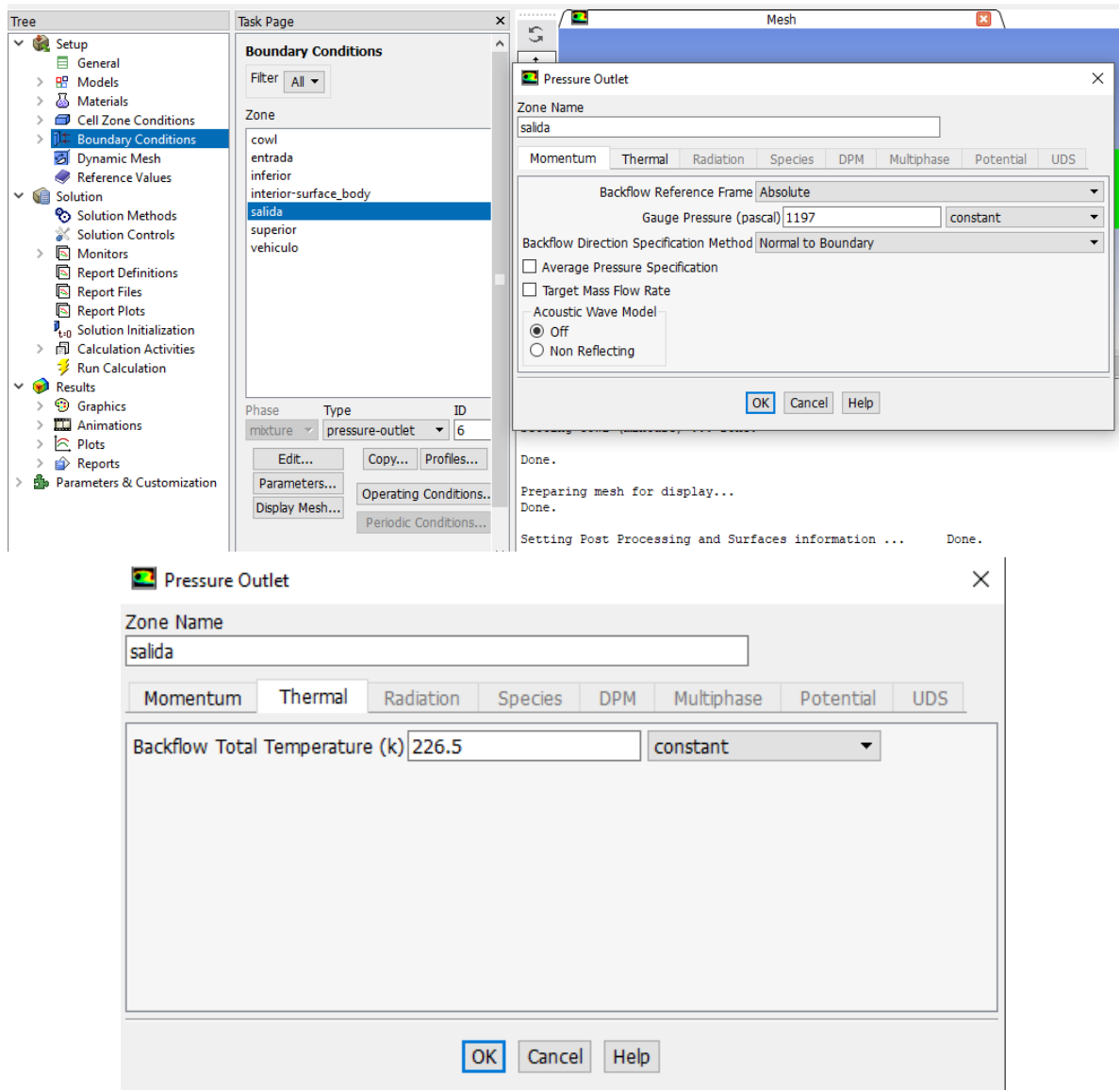


Figura N 43. Configuración de sección de salida, autores.

Para las secciones de Carenaje (Cowl) y Vehículo las condiciones de frontera se toman como tipo Pared (Wall).

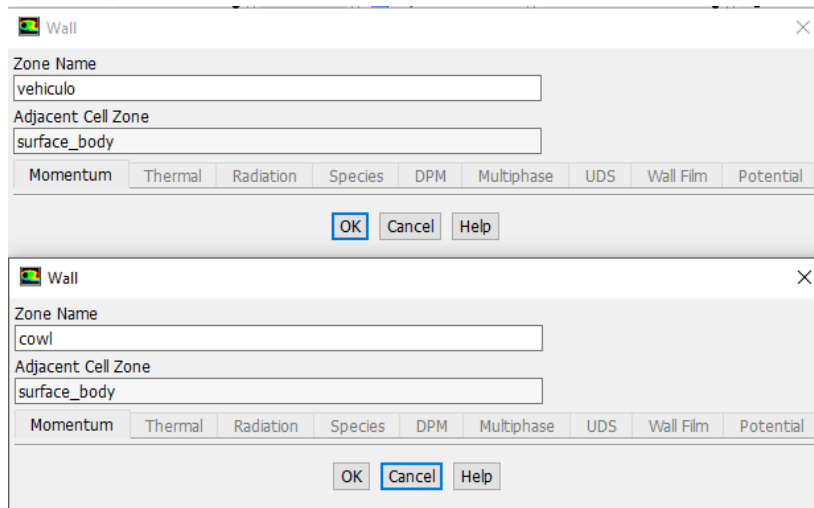


Figura N 44. Configuración de secciones (cubierta y vehículo), autores.

#### 8.1.3.6. Valores de Referencia.

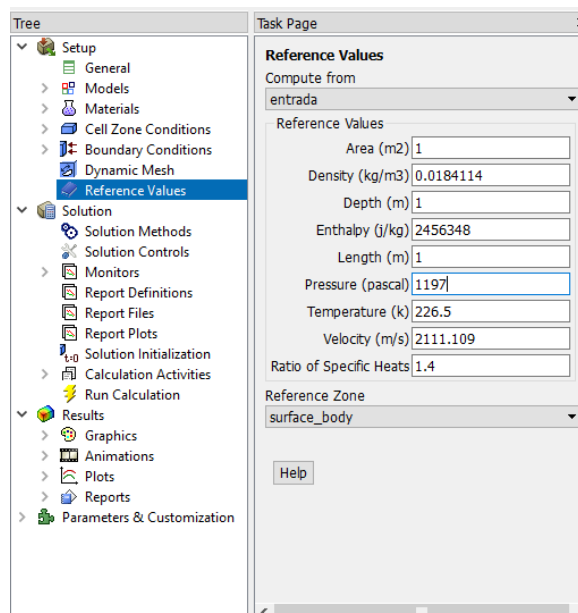


Figura N 45. Configuración de condiciones de flujo de entrada, autores.

### 8.1.3.7. Métodos de Solución.

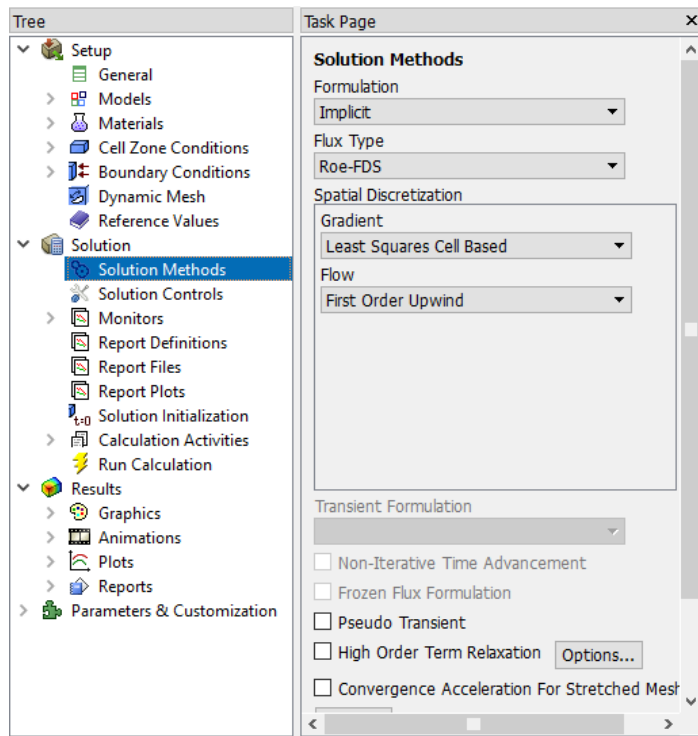


Figura N 46. Configuración del método de solución, autores.

### 8.1.3.8. Monitoreo.

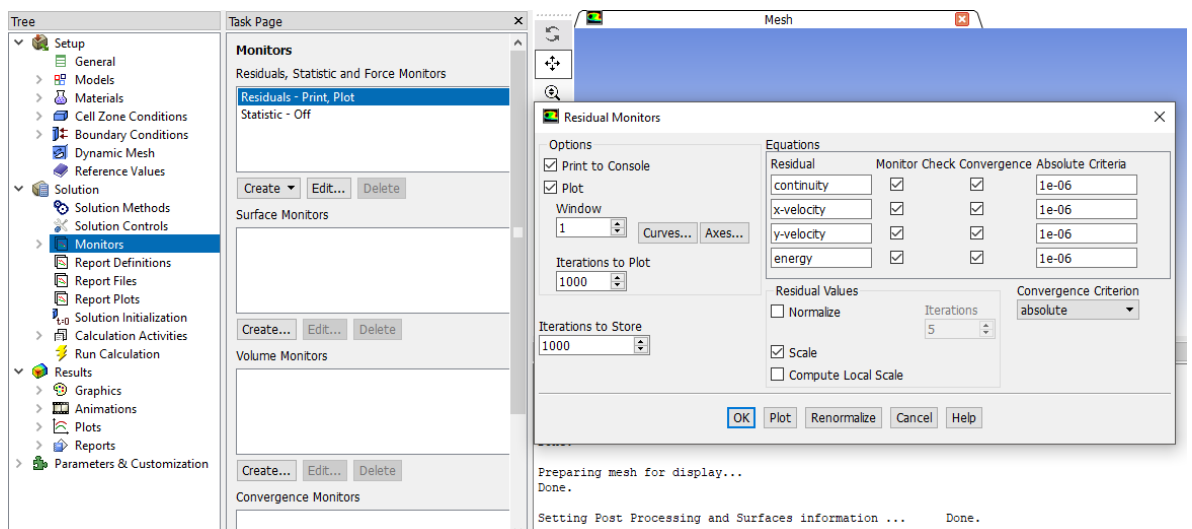


Figura N 47. Configuración del monitoreo de iteraciones, autores.

### 8.1.3.9. Finalización del post-procesamiento.

En esta sección el software empieza a realizar los cálculos determinados y de acuerdo al número de iteraciones, se tendrá una solución más cercana en cuanto a la convergencia de los datos obtenidos por el CFD.

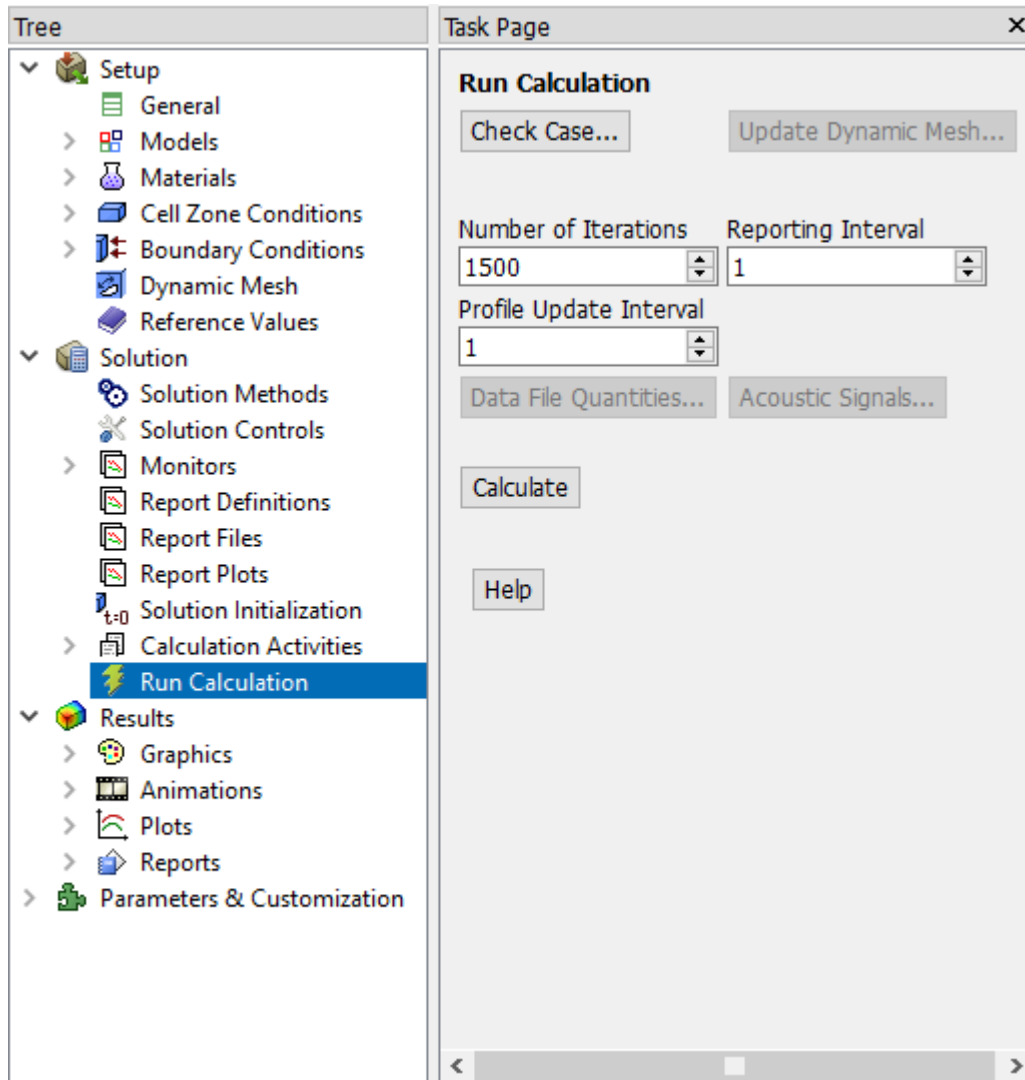


Figura N 48. Configuración de los cálculos del CFD, autores.

#### 8.1.4. RESULTADOS.

En esta sección se denotan los resultados de la simulación CFD, en la cual se aprecian las gráficas de contornos, diagramas y tablas de acuerdo a la necesidad de observación de los resultados obtenidos en las propiedades del flujo sobre el modelo en estudio.

##### 8.1.4.1. Resultados Detallado en Contornos.

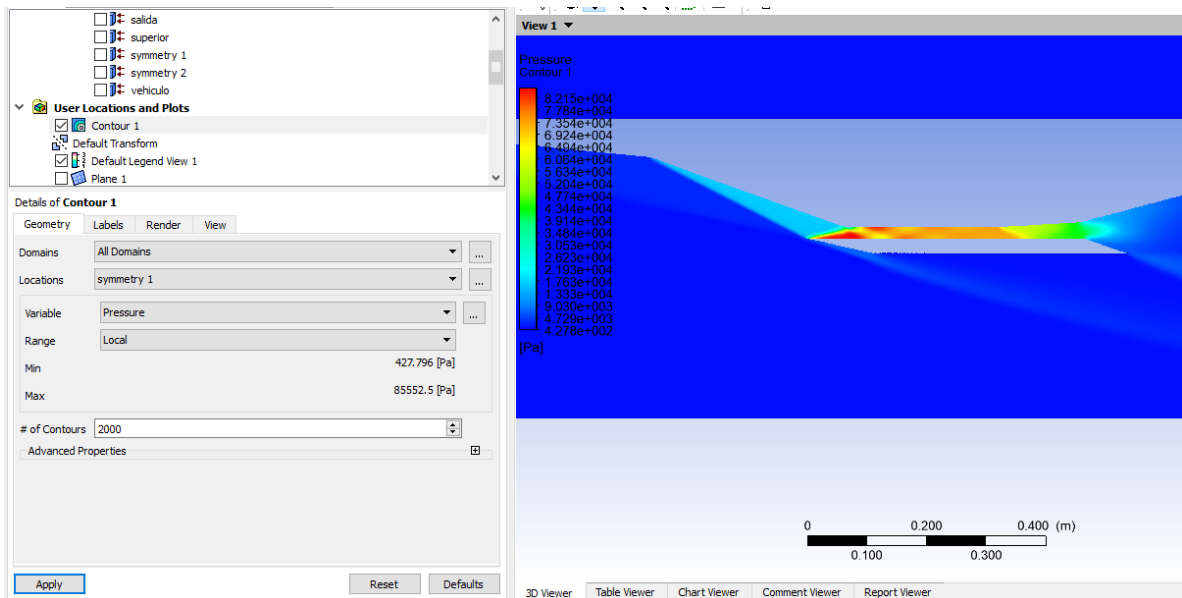


Figura N 49. Vista detallada contornos CFD, autores.

##### 8.1.4.2. Tabla de Resultados.

Para Obtener esta tabla se deben crear planos a lo largo del vehículo en estudio con el fin de obtener los datos requeridos.

Luego con la herramienta crear tabla se ingresan los siguientes comandos con el fin de obtener los datos requeridos.

- Posicion a lo largo del eje X  
= $\text{minVal}(x)@Plane$  (número plano) -  $\text{minVal}(X)@symmetry\ 2$ (superficie en estudio)
- Datos de presión



=maxVal(Pressure)@Plane (número de plano)

- Datos de densidad  
=maxVal(Density)@Plane (número de plano)
- Datos de Temperatura  
=maxVal(Temperature)@Plane (número de plano)
- Datos de Velocidad  
=minVal(Velocity)@Plane (número de plano)

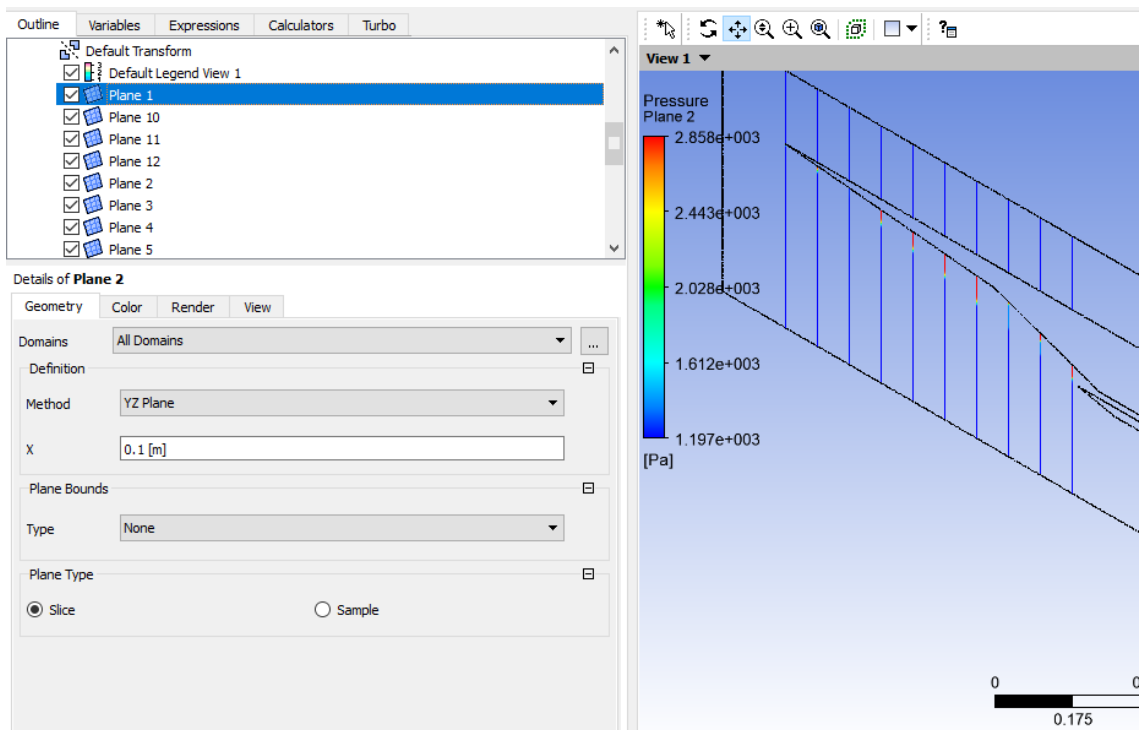


Figura N 50. Planos Creados a lo largo del VHA 14-XB en CFD, autores.

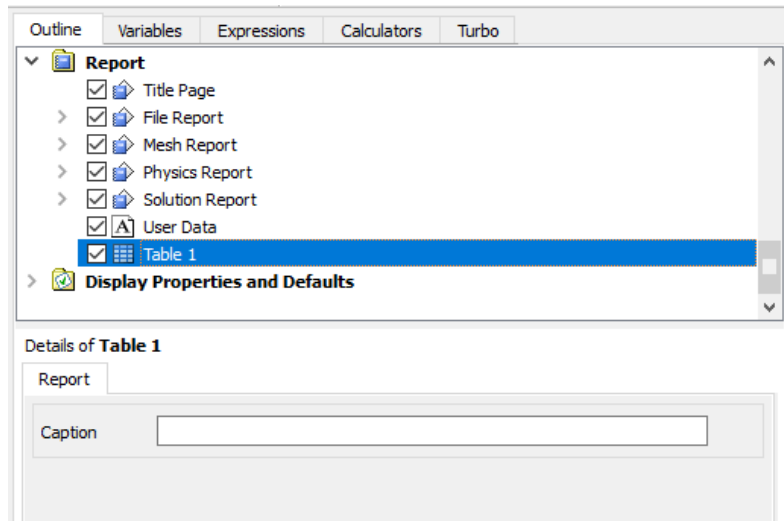
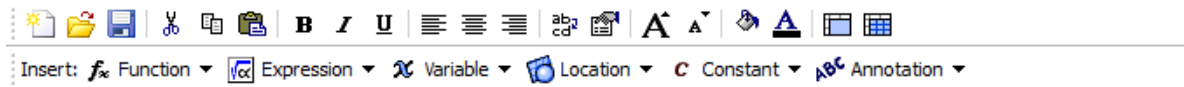


Figura N 51. Detalle Herramienta tabla en CFD, autores.



**Table 1**

A2      =minVal(x)@Plane 1 - minVal(x)@symmetry 2

	A	B	C	D	E	F	G
1	DISTANCIA A LO ...	MIN, PRESION	MAX, PRESION	DENSIDAD	TEMPERATURA	VELOCIDAD	
2	1.968e-01 [m]	1.197e+03 [Pa]	1.393e+03 [Pa]	2.007e-02 [kg m...	2.417e+02 [K]	2.104e+03 [m s...	
3	2.968e-01 [m]	1.197e+03 [Pa]	2.859e+03 [Pa]	3.304e-02 [kg m...	3.014e+02 [K]	2.075e+03 [m s...	
4	3.968e-01 [m]	1.197e+03 [Pa]	2.871e+03 [Pa]	3.349e-02 [kg m...	3.019e+02 [K]	2.075e+03 [m s...	
5	4.968e-01 [m]	1.197e+03 [Pa]	2.875e+03 [Pa]	3.357e-02 [kg m...	3.020e+02 [K]	2.075e+03 [m s...	
6	5.968e-01 [m]	1.197e+03 [Pa]	2.876e+03 [Pa]	3.391e-02 [kg m...	3.017e+02 [K]	2.075e+03 [m s...	
7	6.968e-01 [m]	1.197e+03 [Pa]	2.874e+03 [Pa]	3.397e-02 [kg m...	3.019e+02 [K]	2.075e+03 [m s...	
8	7.968e-01 [m]	1.197e+03 [Pa]	2.878e+03 [Pa]	3.395e-02 [kg m...	3.020e+02 [K]	2.075e+03 [m s...	
9	8.968e-01 [m]	1.197e+03 [Pa]	1.589e+04 [Pa]	9.377e-02 [kg m...	5.903e+02 [K]	1.930e+03 [m s...	
10	9.968e-01 [m]	1.197e+03 [Pa]	1.620e+04 [Pa]	1.017e-01 [kg m...	5.924e+02 [K]	1.929e+03 [m s...	
11	1.097e+00 [m]	1.197e+03 [Pa]	1.624e+04 [Pa]	1.018e-01 [kg m...	5.926e+02 [K]	1.929e+03 [m s...	
12	1.297e+00 [m]	1.197e+03 [Pa]	7.670e+04 [Pa]	2.602e-01 [kg m...	1.095e+03 [K]	1.646e+03 [m s...	
13	1.197e+00 [m]	1.197e+03 [Pa]	8.555e+04 [Pa]	2.844e-01 [kg m...	1.067e+03 [K]	1.663e+03 [m s...	
14							
15							

Figura N 52. Tabla Datos Creada en CFD, autores

## 8.2. APÉNDICE B.

Diagramas de las configuraciones diseñadas de las condiciones de presión, densidad, temperatura y velocidad a lo largo del VHA 14-X B.

### 8.2.6. CONFIGURACIÓN INICIAL.

El Diagrama N 5 ilustra la variación en las condiciones del flujo cuando el VHA 14-X B presenta un ángulo de ataque de  $2.5^\circ$  donde la presión tiene un incremento de 20.000 Pa a 140.000 Pa en las estaciones de -0.6 m a 0.2. La densidad y la temperatura incrementan exponencialmente con la presión es el rango de estaciones de -0.6m a 0.2m mientras que la velocidad disminuye gradualmente mientras aumentan las demás propiedades del flujo.

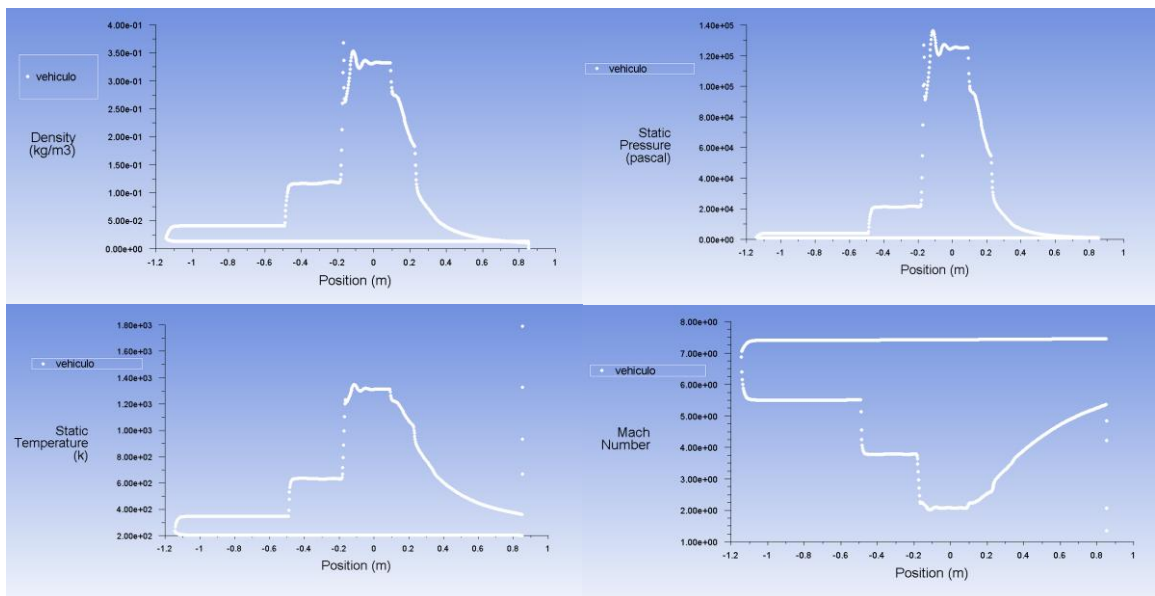


Diagrama N 5. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B ( $2.5^\circ$ ).

El Diagrama N 6 evidencia un aumento gradual en la presión y presenta variaciones entre 180.000 Pa a 160.000 Pa, a lo largo del vehículo en la sección de -0,2m a 0,2m donde también la densidad y temperatura aumentan en estas estaciones a diferencia de la velocidad que decrece a medida que las demás propiedades del flujo aumentan.

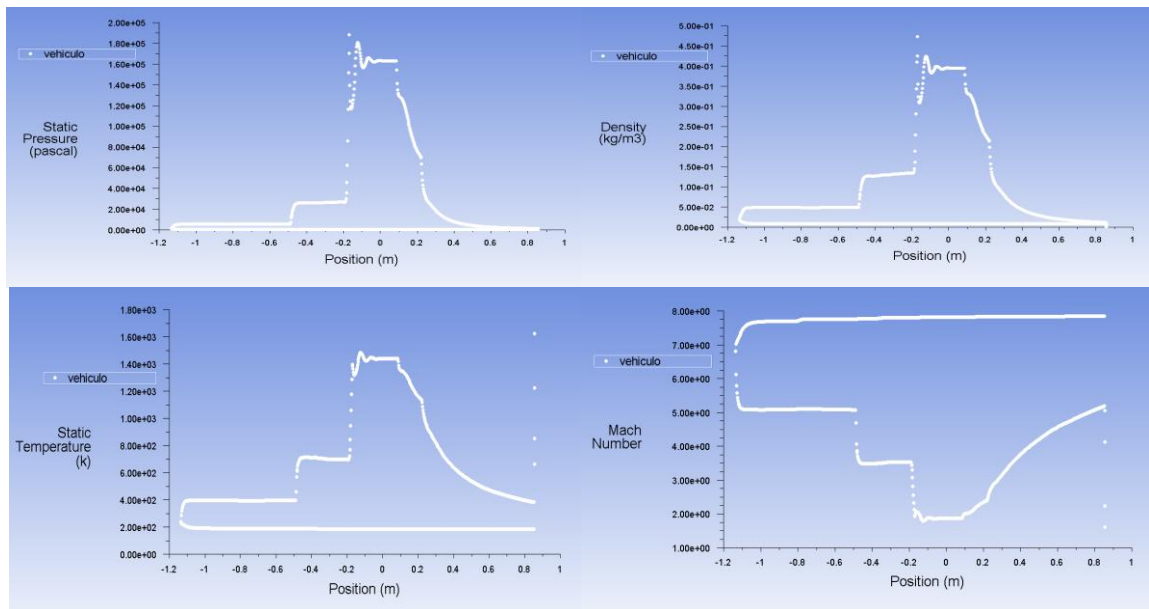


Diagrama N 6. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B (5°).

En el Diagrama N 7 el VHA 14-X B a un ángulo de ataque de  $-2.5^\circ$  las propiedades del flujo presentan variaciones significativas en la rampa 2 donde se evidencia un aumento máximo de presión de 80.000 Pa y decrece a 50.000 Pa de forma discontinua, de igual manera las magnitudes de densidad y temperatura presentan variaciones en la misma zona a lo largo del vehículo 14X-B, a diferencia de la velocidad que disminuye gradualmente en la sección de compresión-interna.

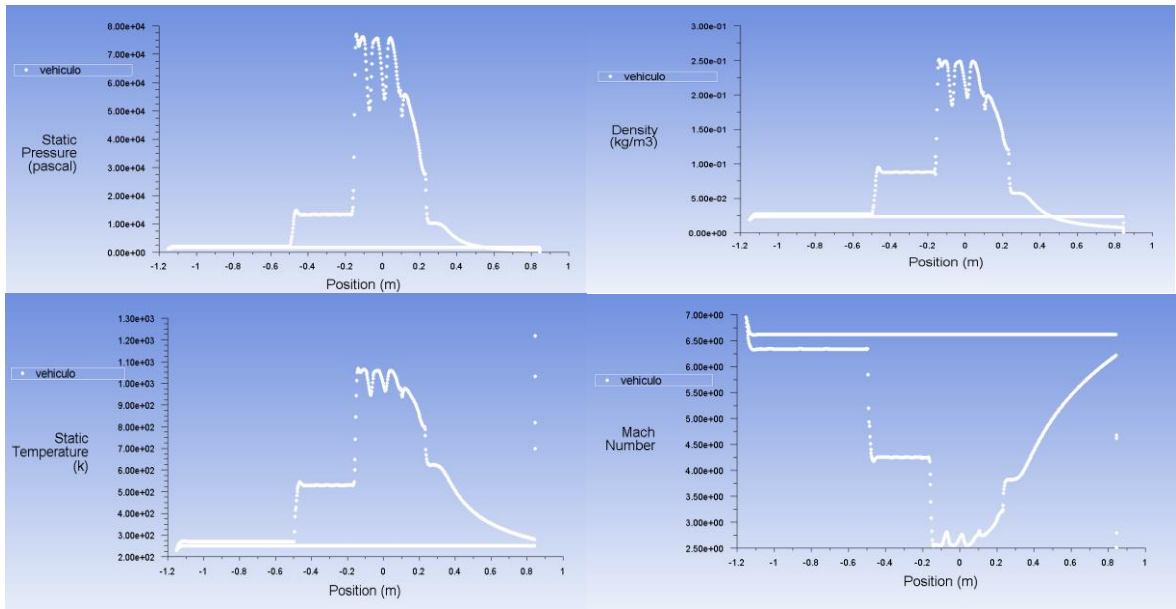


Diagrama N 7. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B (-2.5°).

Para culminar con el análisis de la configuración inicial se presenta el Diagrama N 8, el cual representa el demostrador tecnológico 14-X B con la condición fuera de diseño con un ángulo de ataque de negativo, es decir con un ángulo de ataque de -5°. La presión, densidad y temperatura aumentan y presentan variaciones en las estaciones de -0.2m a 0.2m; aunque la velocidad del flujo decrece, las demás propiedades del flujo aumentan notablemente.

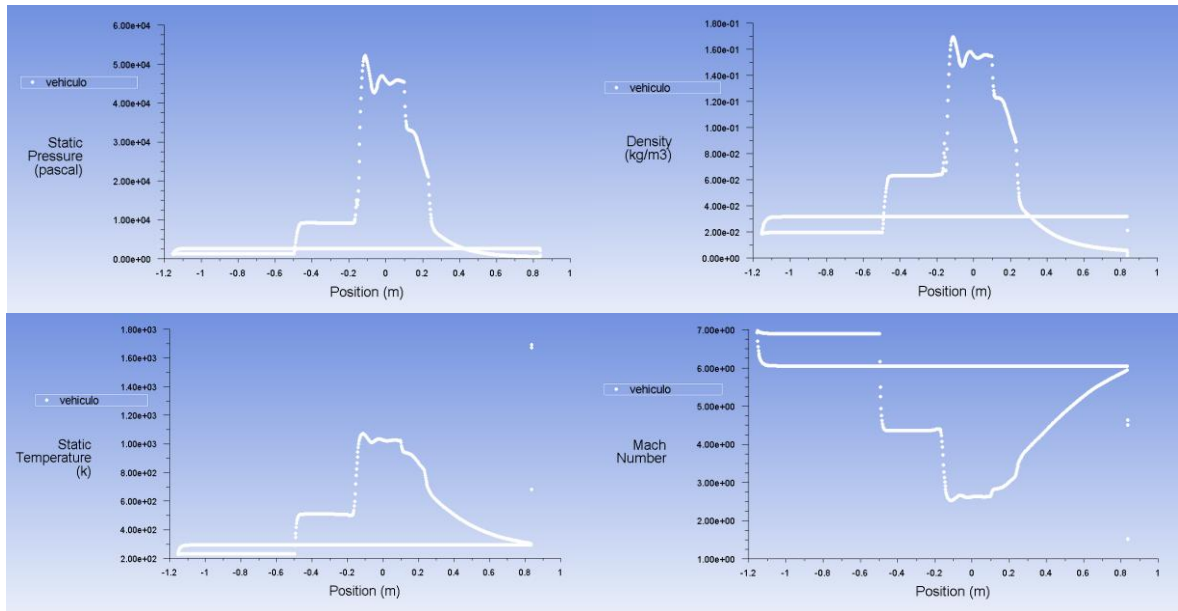


Diagrama N 8. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B (-5°).

### 8.2.7. CONFIGURACIÓN 1.

El Diagrama N 9 ilustra la variación en las condiciones del flujo cuando el demostrador VHA 14-X B presenta un ángulo de ataque de 0° donde en las estaciones -1.2 a -0.8 m a diferencia de la configuración inicial presenta un aumento de las propiedades del flujo a raíz de la ubicación de los tubérculos en la primera rampa.

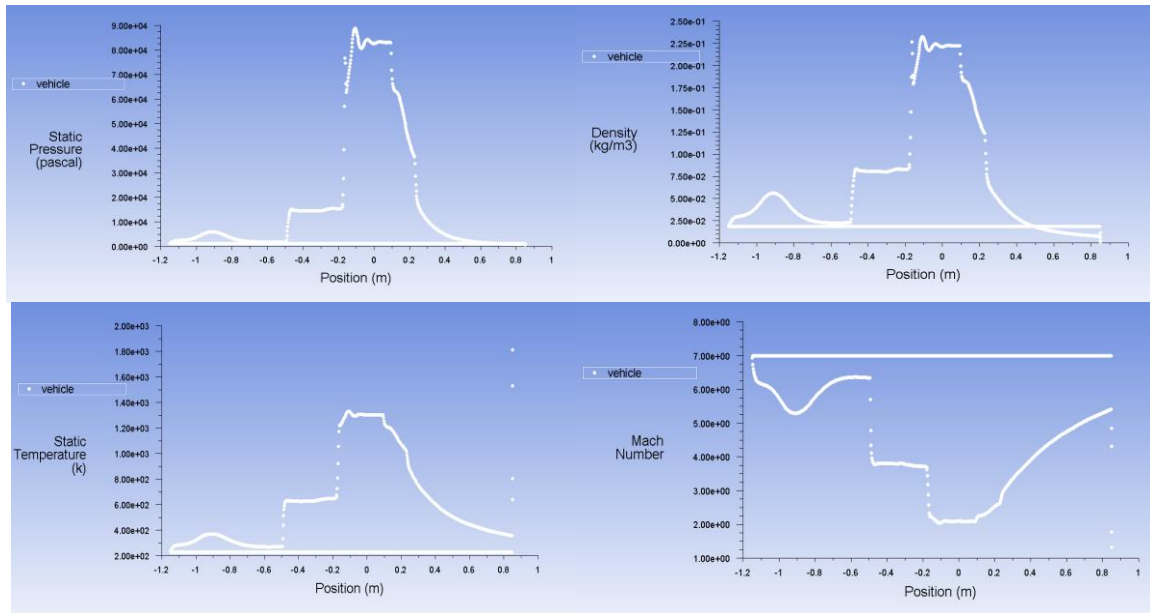


Diagrama N 9. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 (0°).

En el Diagrama N 10 se puede denotar la variación en las condiciones del flujo cuando el VHA 14-X B adquiera un ángulo de ataque de 2.5° donde en las estaciones -1.2m a -0.8m se presenta un aumento de presión, densidad y temperatura debido a la ubicación de los tubérculos en la primera rampa. En este caso el tubérculo convexo, dirige el flujo gracias a su geometría por lo tanto presentan un comportamiento de aumento y decrecimiento en la rampa 1 en las propiedades del flujo de presión, densidad y temperatura a diferencia de la velocidad que se comporta de manera inversamente proporcional con respecto a las demás propiedades del flujo a lo largo de la superficie de vehículo aeroespacial 14X-B.

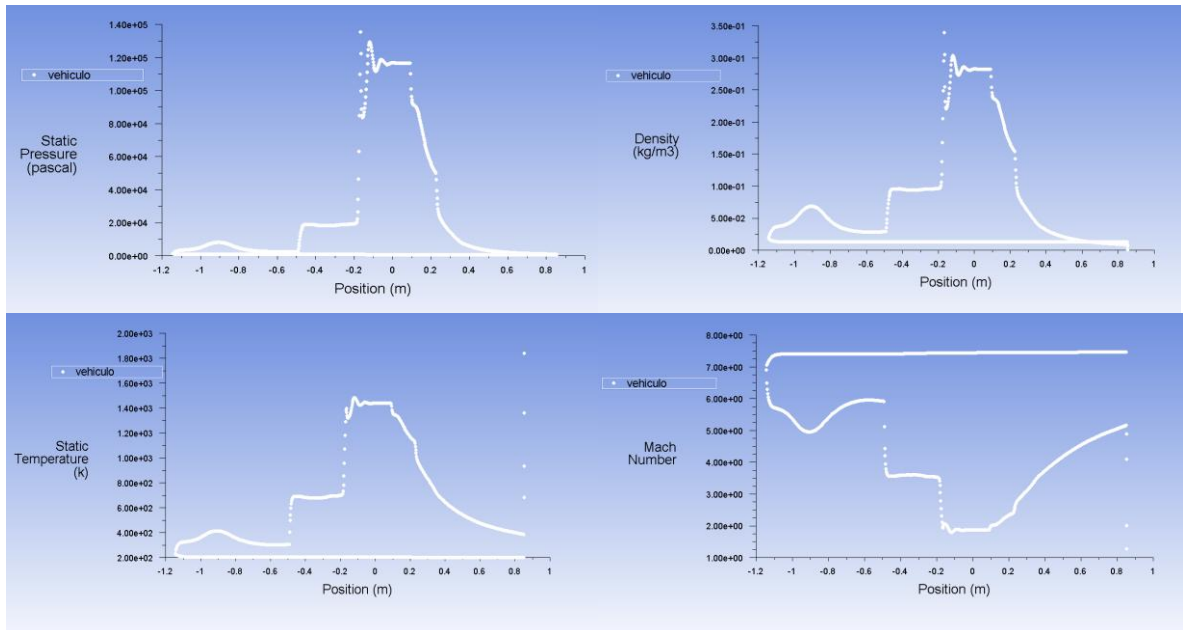


Diagrama N 10. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 (2.5°).

Las propiedades del flujo para la configuración 1 con ángulo de ataque de 5° presentan variaciones significativas en las estaciones -0.2m a 0.2m como se demuestra en el Diagrama N 11. En el caso de la presión se denota una magnitud máxima de 180.000 Pa y decrece a 160.000 Pa de forma discontinua, así mismo las magnitudes de densidad y temperatura presentan una lata variaciones al igual que la presión en la rampa 1. Por otro lado la velocidad del flujo disminuye gradualmente en estas estaciones, debido a que la curvatura del tubérculo desacelera el flujo.



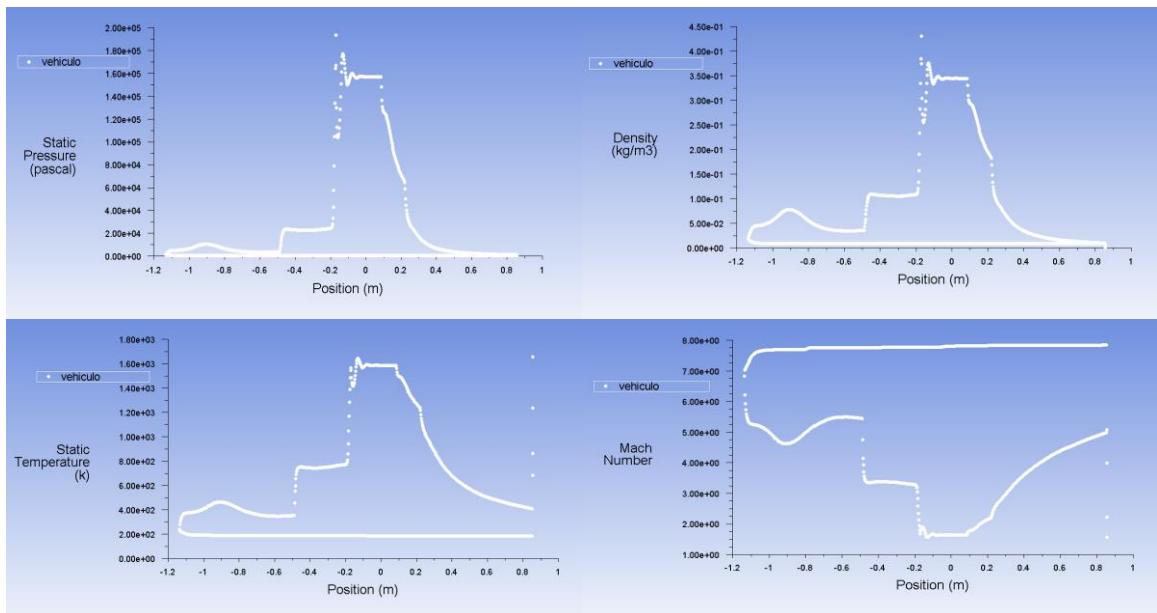


Diagrama N 11. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 ( $5^\circ$ ).

Cuando la configuración 1 adquiere un ángulo de ataque de  $-2.5^\circ$ , el flujo presenta una alta El Diagrama N 12 se representa que a un ángulo de ataque de  $-2,5^\circ$  la velocidad presenta variaciones en las estaciones  $-1.2\text{m}$  a  $-0.6\text{m}$  debido a la ubicación de los tubérculos así mismo la presión, densidad y temperatura presentan cambios en estas estaciones, en el caso de la presión llega a un punto máximo de  $70.000\text{ Pa}$ .

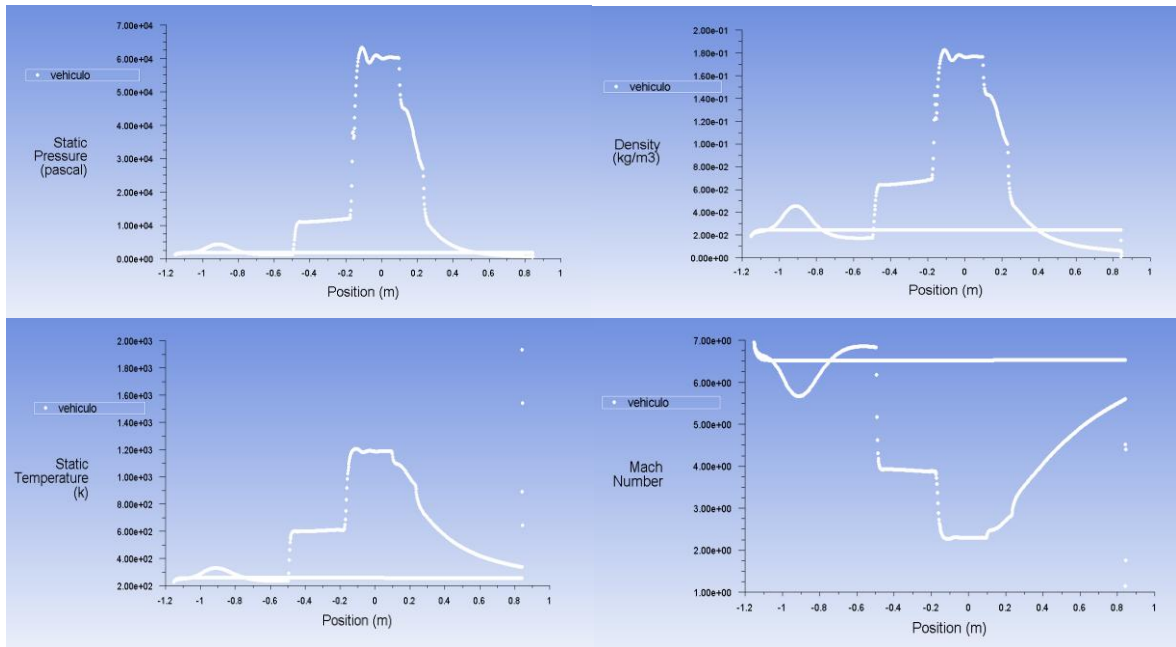


Diagrama N 12. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 (-2.5°).

Para finalizar con la configuración 1, el Diagrama N 13 ilustra los cambios en las propiedades del flujo a través del vehículo 14-X B cuando esta con un ángulo de ataque de -5°. Donde hay variaciones significativas de presión, densidad, velocidad y temperatura.

En el caso de la velocidad muestra que mantiene una estabilidad en las estaciones -0.2m a 0.2 m, lo cual determina una velocidad entre los 1900 m/s y los 2000 m/s, equivalentes a una velocidad supersónica dentro de la cámara de combustión de aproximadamente 4.76 mach a 4.63 mach. En cuanto aumenta la presión, la densidad y la temperatura aumentan la velocidad sigue disminuyendo dentro de la cámara de combustión.

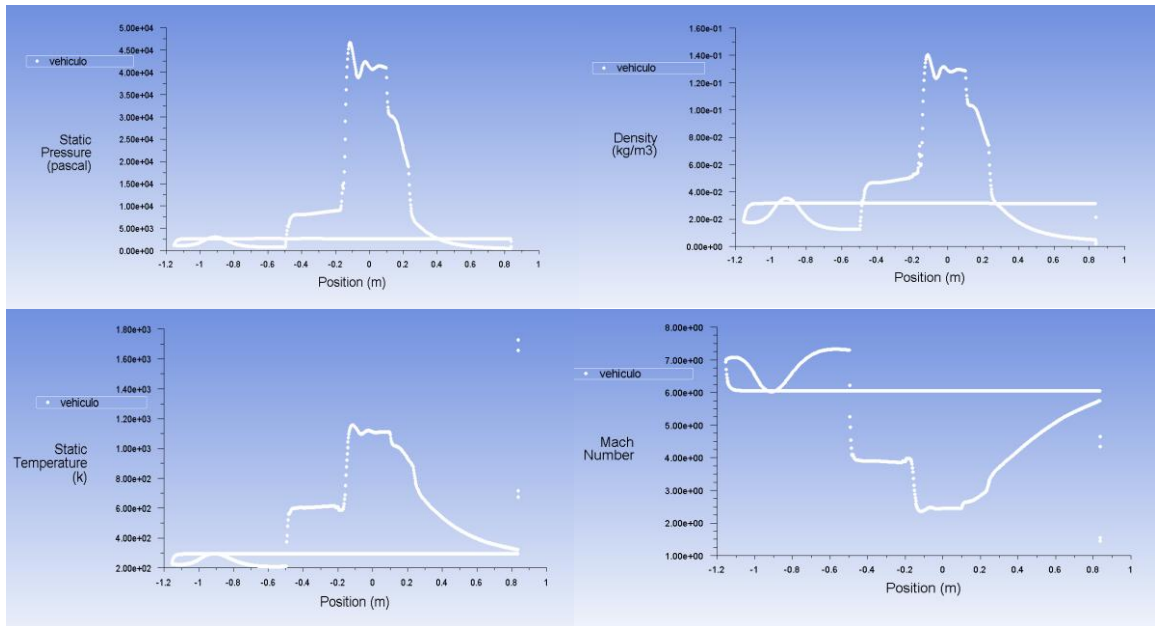


Diagrama N 13. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 1 (-5°).

### 8.2.8. CONFIGURACIÓN 2.

El Diagrama N 14 muestra las condiciones del flujo cuando el VHA 14-X B presenta un ángulo de ataque de 0° donde la presión llega a un máximo de 100.000 Pa, así mismo la temperatura y densidad aumentan, a diferencia de la velocidad que disminuye a medida que las demás propiedades aumentan.

Se evidencia que la zona de compresión-externa (rampa 1), presenta una estabilidad en las todas las propiedades del flujo debido al bajo radio de los tubérculos localizados en esta zona.

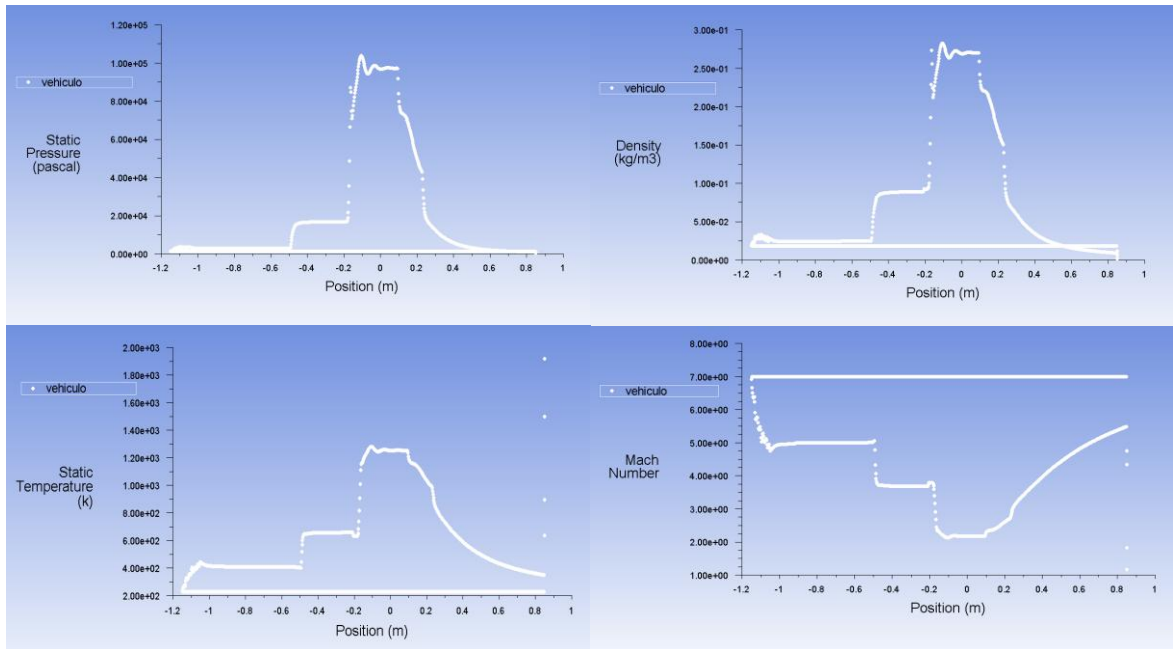


Diagrama N 14. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 (0°).

El Diagrama N 15, muestra que la temperatura aumenta exponencialmente en las estaciones -0.2m a 0.2m donde llega a un máximo de 1400 K, por lo cual se afecta la variación levemente en estas estaciones. Al adquirir un ángulo de ataque positivo de 2.5°, la configuración 2 evidencia un aumento de velocidad en la rampa 1 con respecto a la condición de ángulo de ataque nulo (ver Diagrama N15), presentando una disminución leve de la velocidad a medida que el flujo sigue la geometría de los tubérculos en la rampa 1.

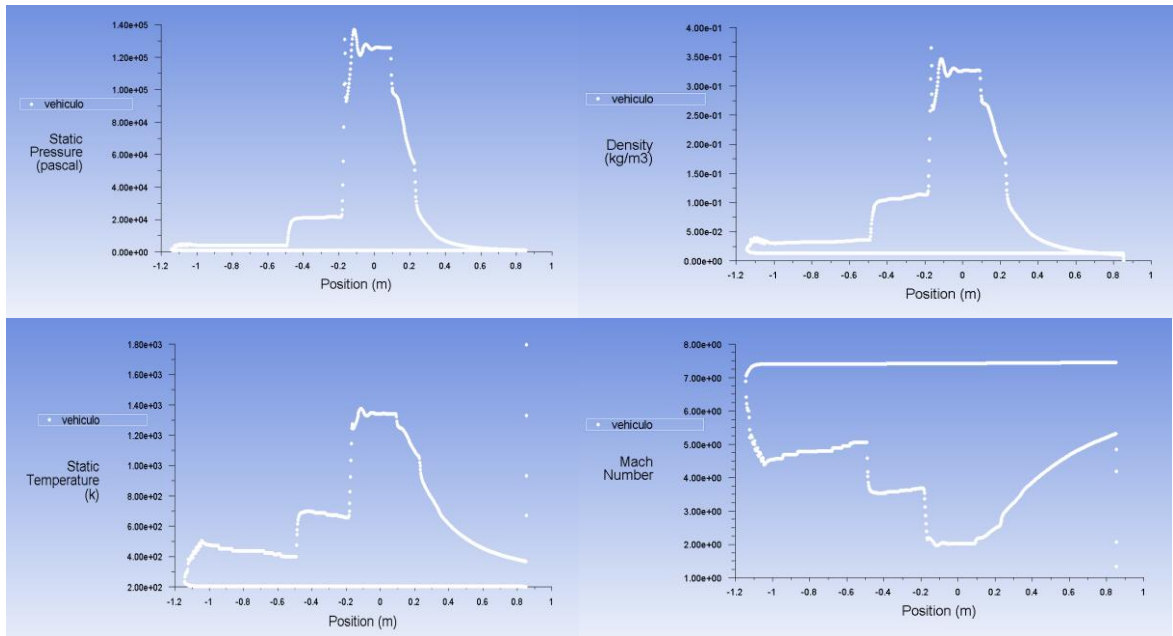


Diagrama N 15. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 (2.5°).

El Diagrama N 16 ilustra el decrecimiento de la velocidad de manera drástica a lo largo del VHA 14-X B, llegando a un mínimo de 2 mach pero aun manteniendo las propiedades de combustión supersónica, también se aprecia que la presión densidad y temperatura presentan aumentos significativos al inicio de la rampa 2.

En la zona de compresión-interna se observa una estabilidad del flujo, aunque el flujo al inicio de la cámara de combustión, exactamente finalizando la rampa 2 (estación de -0.2m), el flujo presenta una presión cerca de 20.000 Pa, una temperatura de 690 K a una velocidad de mach 4.5 aproximadamete.

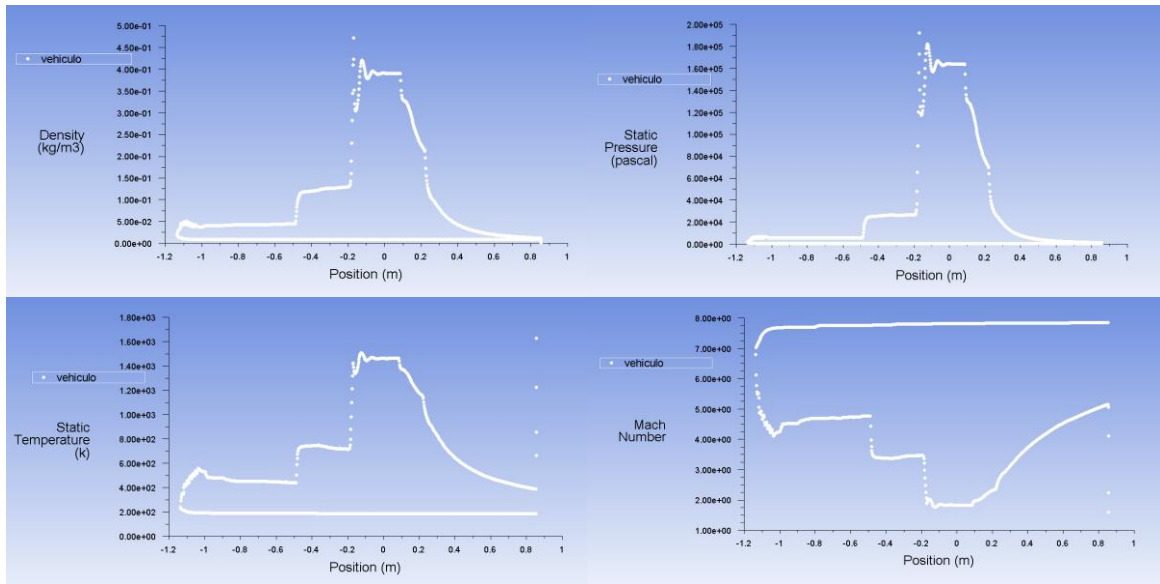


Diagrama N 16. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 ( $5^\circ$ ).

En el Diagrama N 17, se ilustran las propiedades del flujo a medida que cambian significativamente a lo largo de la superficie del vehículo en estudio cuando adquiere un ángulo de ataque de  $-2.5^\circ$ . Con respecto a los demás ángulos de ataque donde la temperatura registra a un punto máximo de 1200 K, la presión llega a un punto máximo de 70.000 Pa, siendo estas magnitudes menores a los valores registrados cuando no presenta ángulo de ataque la configuración 2.

En las estaciones -0.2m a 0.2m, la densidad presenta cambios significativos a través del vehículo, la velocidad disminuye a medida que las demás propiedades aumentan.

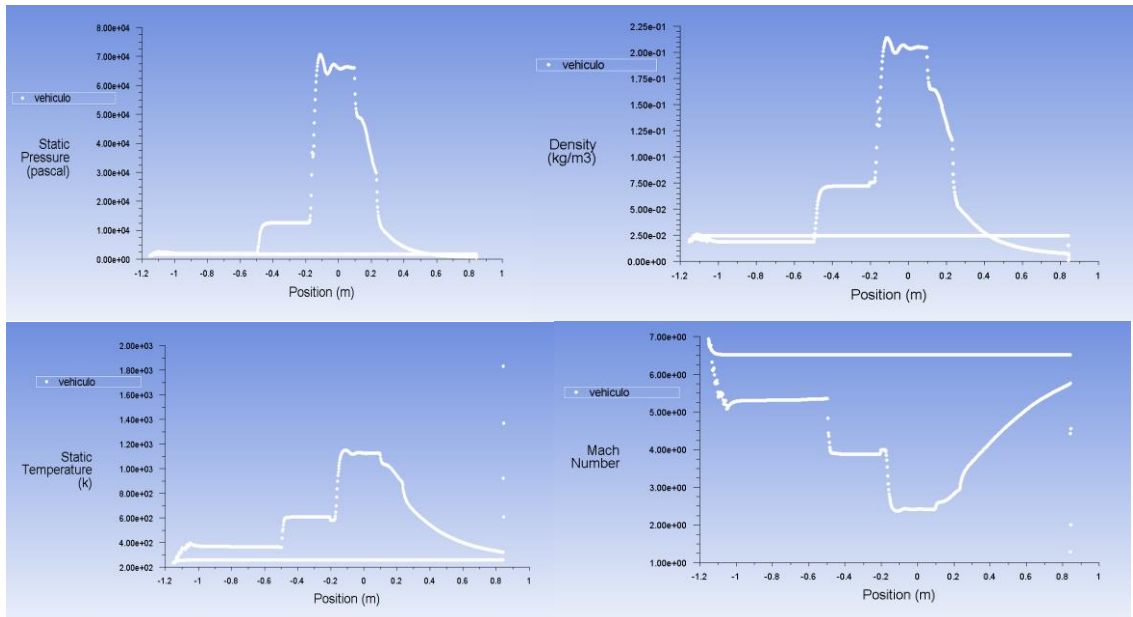


Diagrama N 17. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 (-2.5°).

Para culminar el análisis de la configuración 2, el Diagrama N 18 nos detalla las propiedades del flujo, presentando cambios significativos a un ángulo de ataque de -5° a través de la superficie del VHA 14-X B. En el caso la presión se evidencia un aumento que varía entre 40.000 Pa a 50.000 Pa. La velocidad disminuye a un mínimo entre 3 y 2 mach, la densidad y temperatura mantienen un aumento con respecto a la presión del flujo.

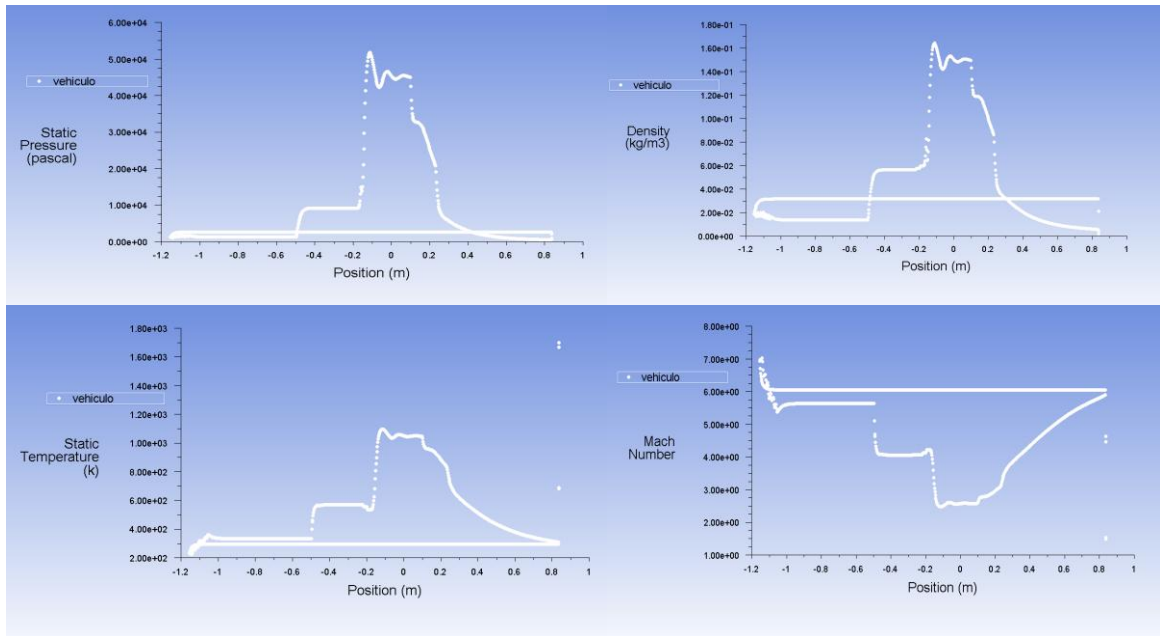


Diagrama N 18. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 2 (-5°).

### 8.2.9. CONFIGURACIÓN 3.

En esta configuración los tubérculos son diseñados y ubicados al inicio de la rampa 1, donde el flujo se representa a través del vehículo hipersónico aeroespacial en el Diagrama N 19, cuando el VHA 14-X B presenta un ángulo de ataque de 0°, en las estaciones -1.2m a -0.5 m hay una variación en la presión densidad, velocidad y temperatura debido a la presencia de los dos tubérculos ubicados al inicio de la rampa 1.



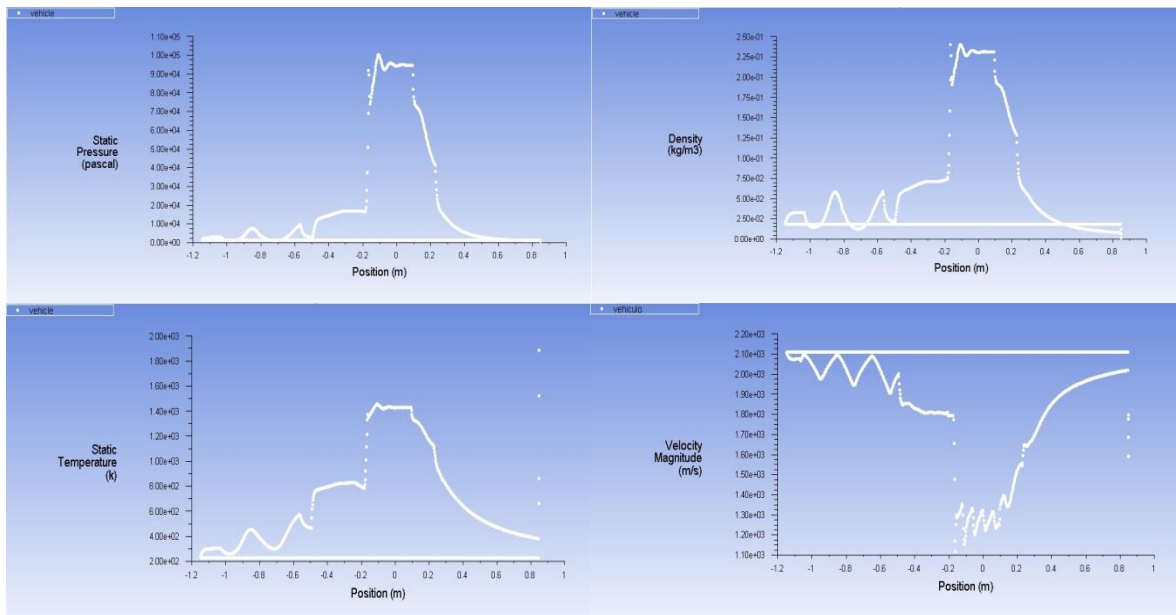


Diagrama N 19. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (0°).

El diagrama N 20 ilustra que a un ángulo de ataque de 2.5° la velocidad decrece con respecto al aumento de la presión densidad y temperatura llegando a un mínimo de 1.5 mach.

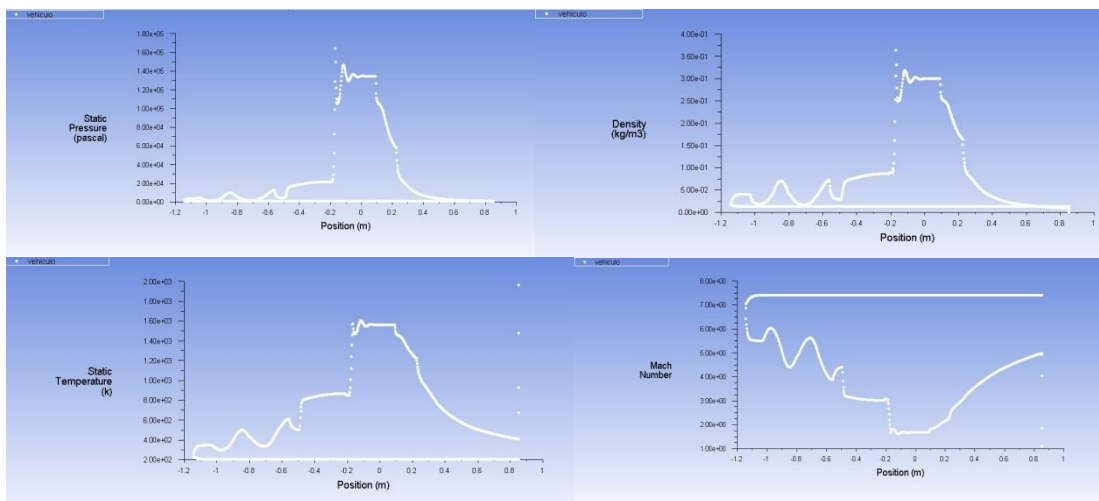


Diagrama N 20. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (2.5°).

Cuando el VHA 14-X B en la configuración 3 es sometido a un ángulo de ataque de  $5^\circ$ , el flujo mantiene su variación a lo largo de la rampa 1. Observemos en el Diagrama N 21, las propiedades del flujo; donde se muestra la presión alcanzando un máximo valor que oscila entre 175.000 Pa a 200.000 Pa, así mismo presenta un aumento de temperatura en el rango de 1600 K a 1800 K en la sección de compresión-interna (estaciones -0.2m a 0.2m). Los valores de densidad aumentan con respecto a la presión, la velocidad decrece hasta llegar a un mínimo de aproximadamente 1.5 mach

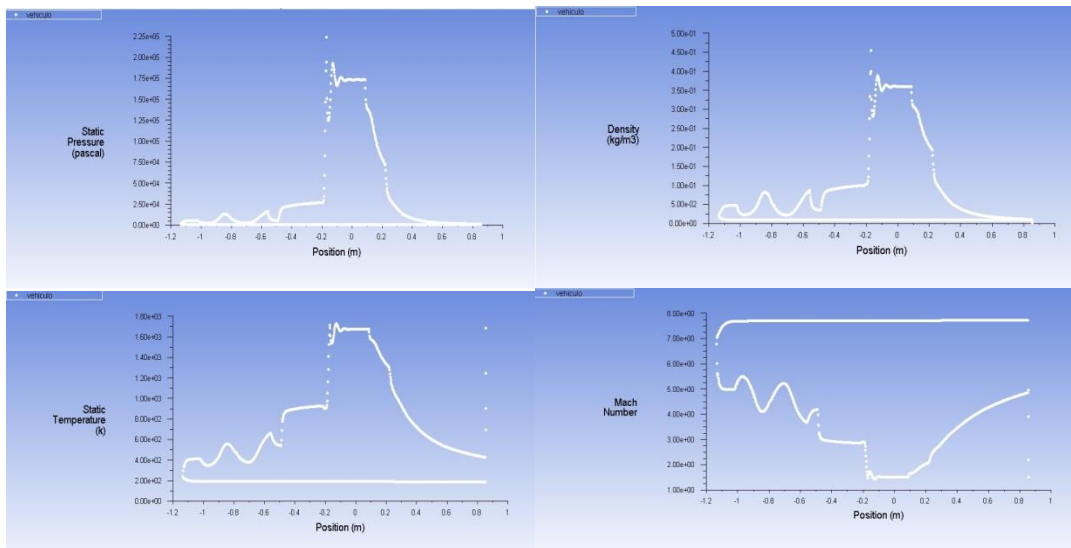


Diagrama N 21. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 ( $5^\circ$ ).

El Diagrama N 22 ilustra que al someterse al VHA 14-X B a un ángulo de ataque de  $-2.5^\circ$  las propiedades del flujo presentan cambios significativos en la velocidad que llega a un mínimo de velocidad de 2 mach, en cuanto a la presión, densidad y temperatura presentan aumento a lo largo del VHA en la presente configuración.

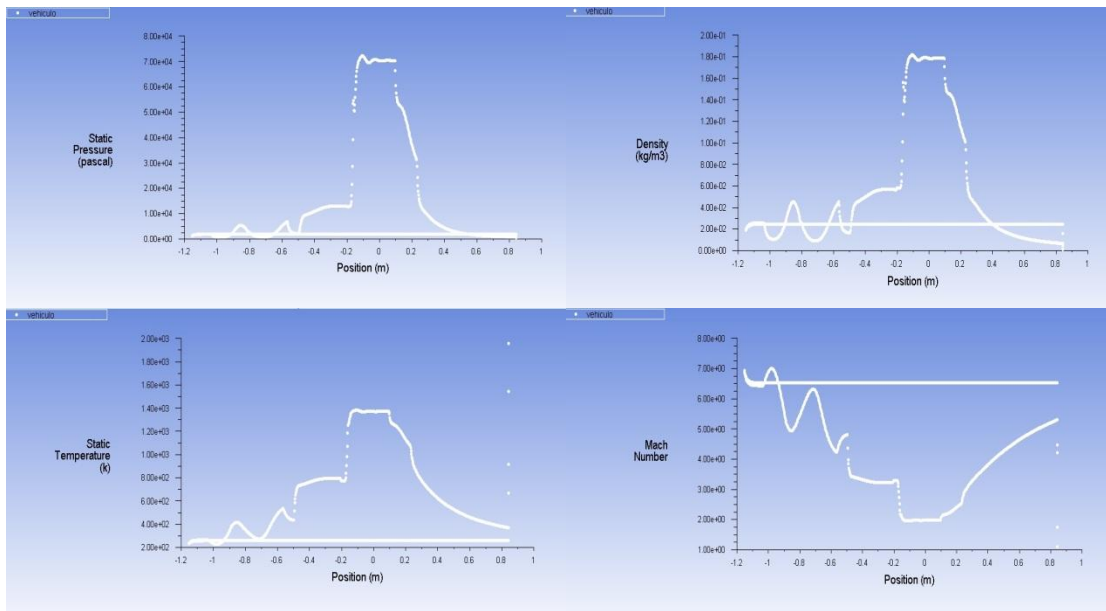


Diagrama N 22. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (-2.5°).

El Diagrama N 23, evidencia que la velocidad presenta cambios significativos al someterse a un ángulo de ataque de -5° presentando registros mínimos de 2 a 3 mach, mientras que la presión, temperatura y densidad aumentan.

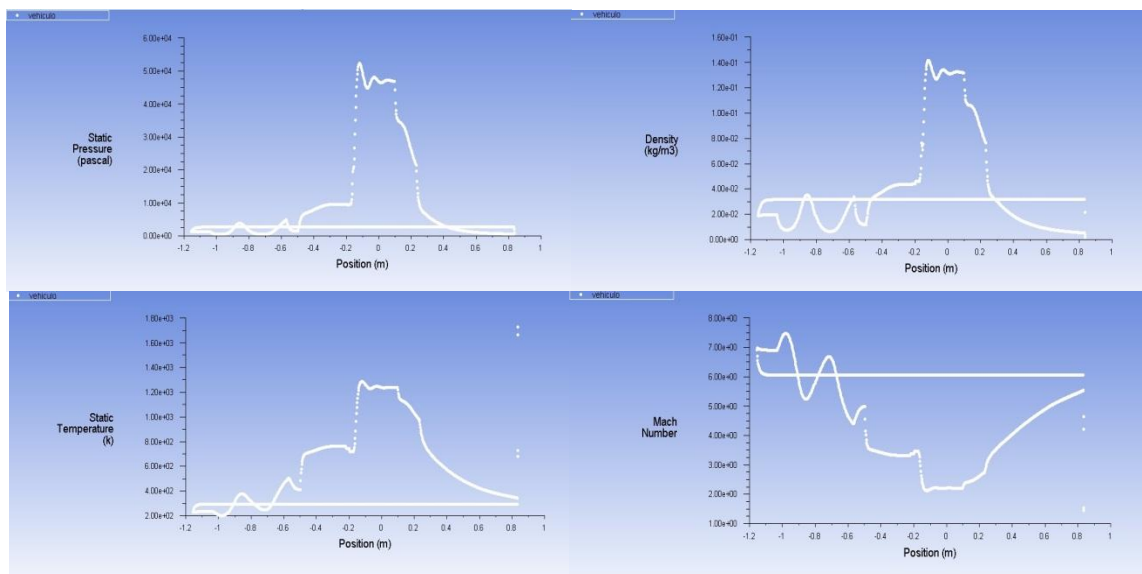


Diagrama N 23. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (-5°).

## 8.2.10. CONFIGURACIÓN 4.

El Diagrama 24 ilustra cuando el VHA 14-X B con un tubérculo de forma convexa, presenta un ángulo de  $0^\circ$  la presión experimenta cambios entre 900 a 1000 Pa como punto máximo, la temperatura asciende consecuentemente con la presión y la densidad a diferencia de la velocidad que decrece a valores entre 1.5 y 2 mach.

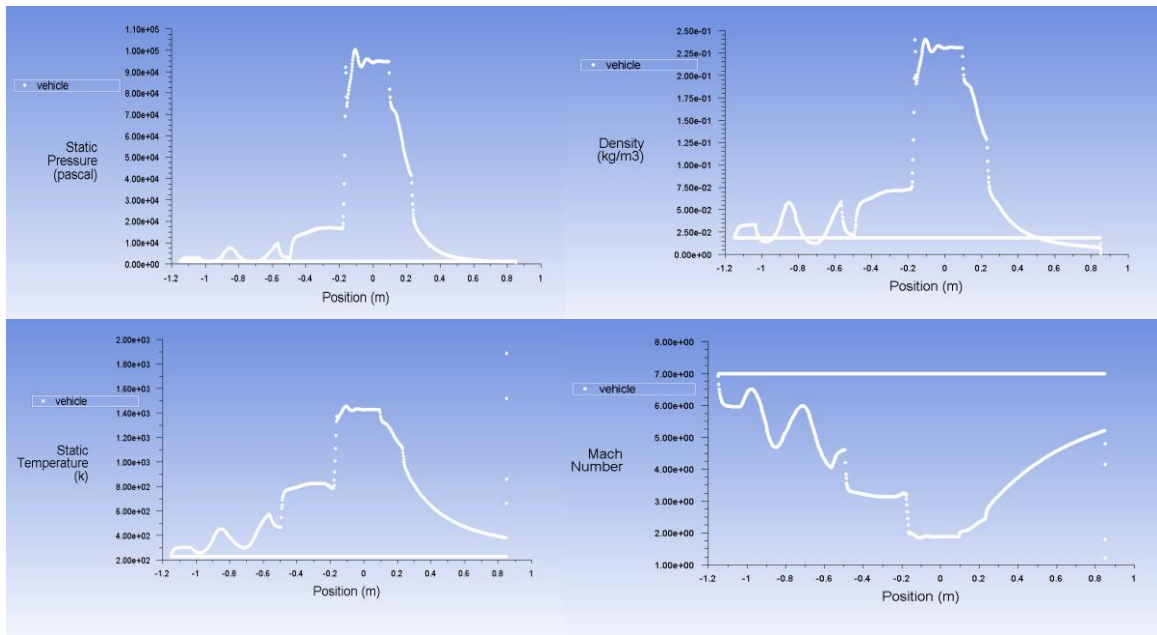


Diagrama N 24. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 ( $0^\circ$ ).

El Diagrama N 25 muestra el momento en que el VHA 14-X B, experimenta un ángulo de ataque de  $2.5^\circ$  donde las propiedades del flujo cambian de manera discontinua a lo largo de la superficie del vehículo llegando a una presión máxima de 160.000 Pa, una temperatura máxima de 1600 K y una velocidad variable entre 1.5 y 2 mach.

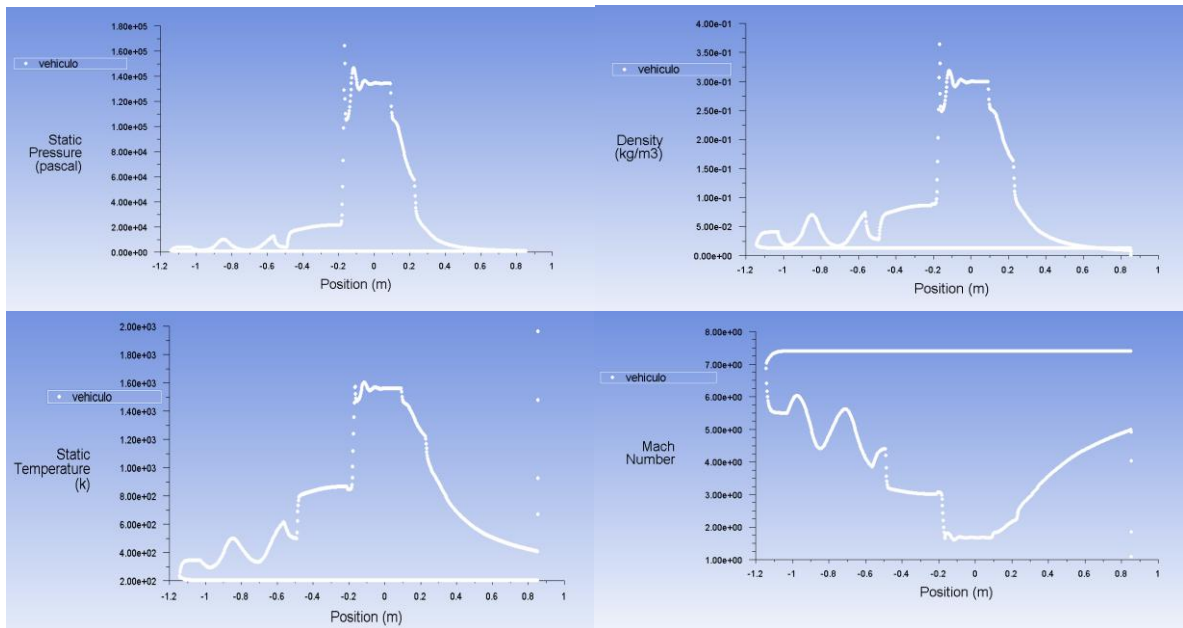


Diagrama N 25. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 (2.5°).

En la configuración 4, se registran cambios en las propiedades del flujo cuando el VHA 14-X B tiene un ángulo de ataque de 5° donde los valores de presión en las estaciones -1.2m a -0.4 m presentan variaciones significativas entre 0 y 25.000 Pa como se denota en el Diagrama N 26. Así mismo la densidad y temperatura presentan estas mismas variaciones en sus magnitudes, la velocidad si presenta un comportamiento de decrecimiento con respecto a las demás propiedades del flujo, debido a la generación de vórtices por parte de los tubérculos en la rampa 1.

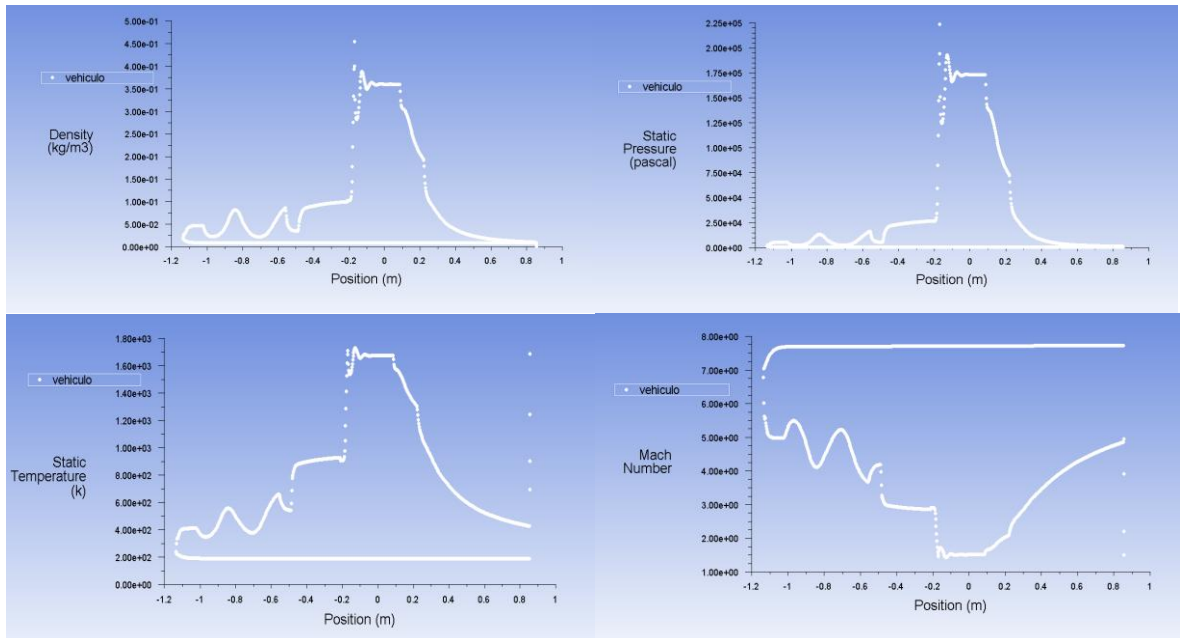


Diagrama N 26. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 ( $5^\circ$ ).

El Diagrama N 27 muestra el cambio de las propiedades del flujo cuando el VHA 14-X B presenta un ángulo de ataque de  $-2.5^\circ$  donde la presión, densidad y temperatura evidencia un aumento significativo en las estaciones -0.4m a -0.2m, sección de compresión externa (rampa 2).

La velocidad tiene variaciones significativas en las estaciones que oscilan entre 7 y 4 mach.

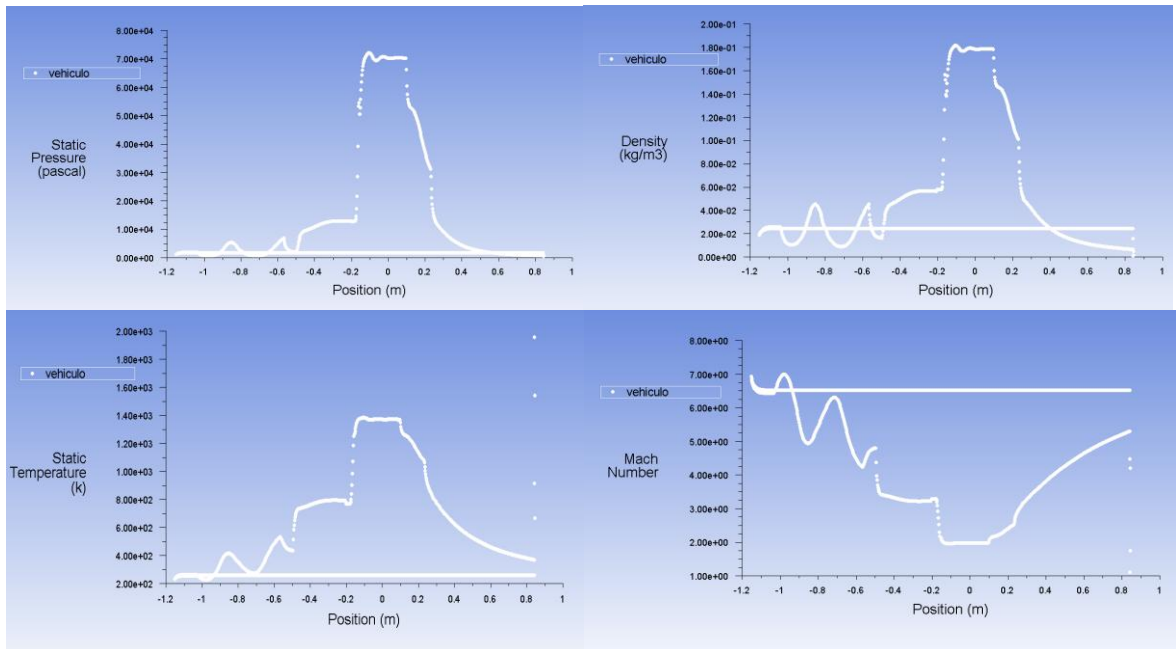


Diagrama N 27. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 (-2.5°).

Al culminar de la configuración 4, el Diagrama N 28 ilustra los cambios en las propiedades del flujo cuando el VHA 14-X B, adquiere un ángulo de ataque de -5° donde en las estaciones -1.2m y -1m la máxima velocidad del flujo es de 7.5 mach, presentando un comportamiento de incremento.

Por otro lado las propiedades presión, densidad y temperatura presentan disminución en la sección de compresión-externa (rampa 1), donde la temperatura decrece a valores inferiores de 200 K.

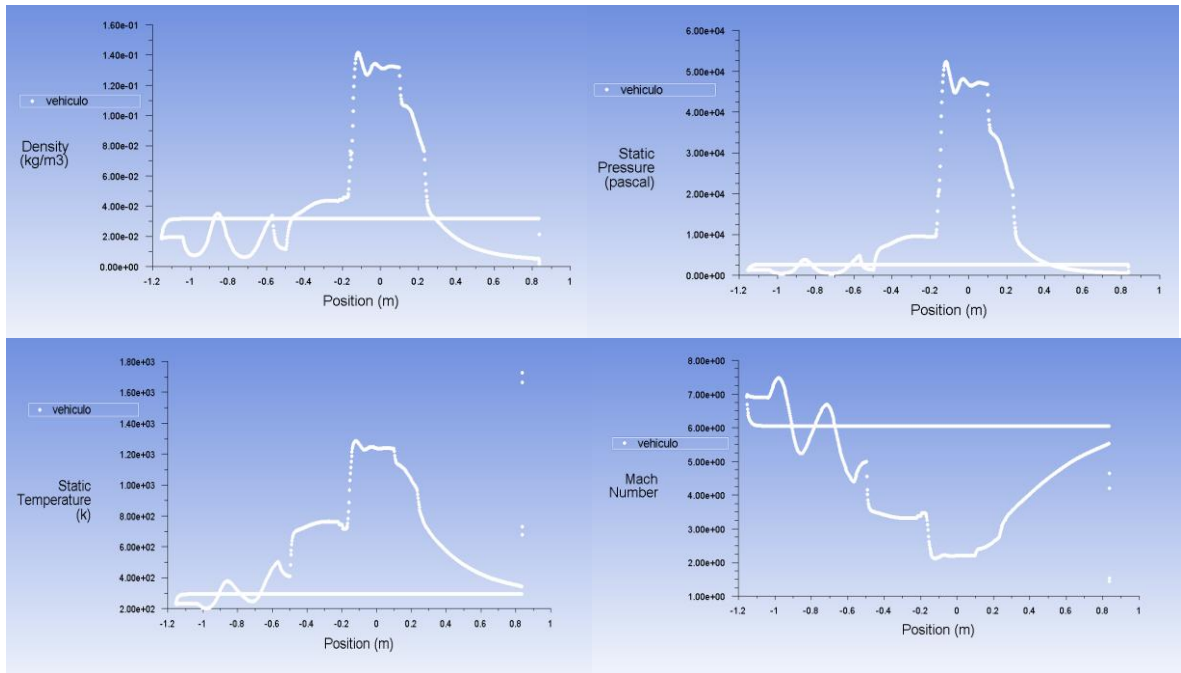


Diagrama N 28. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 4 (-5°).

### 8.2.11. CONFIGURACIÓN 5

En la presente configuración se localizan dos tubérculos al final de la rampa 1, es decir en la sección de compresión-externa donde el diagrama N 29 ilustra las propiedades del flujo cuando el VHA 14-X B, presenta un ángulo de ataque de 0° donde la presión evidencia un incremento de manera discontinua de 0.5 Pa a 100.000 Pa, presentando cambios abruptos en las estaciones -1.2m a -0.2m. Asi mismo los valores de presión y temperatura presentan variación importantes en estas estaciones, la velocidad decrece a medida que las demás propiedades del flujo aumentan a lo largo de la superficie del VHA.



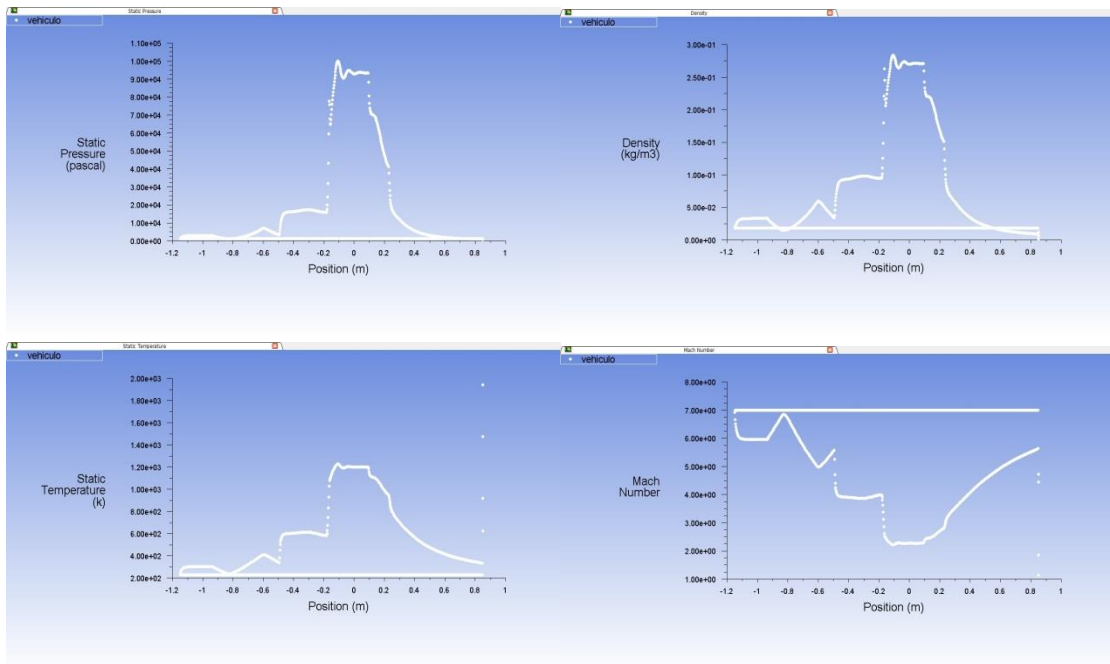


Diagrama N 29. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (0°).

El diagrama No 30 ilustra los cambios presentados en las propiedades del flujo cuando el VHA 14-X B tiene un ángulo de ataque de 2.5°, la presión muestra registros de variaciones significativas entre 120.000 Pa a 140.000 Pa en las estaciones -0.2m a 0.2 m (sección de compresión-interna). La temperatura incrementa a valores de 1200 K a 1400 K en estas estaciones y la velocidad disminuye a 2 mach.

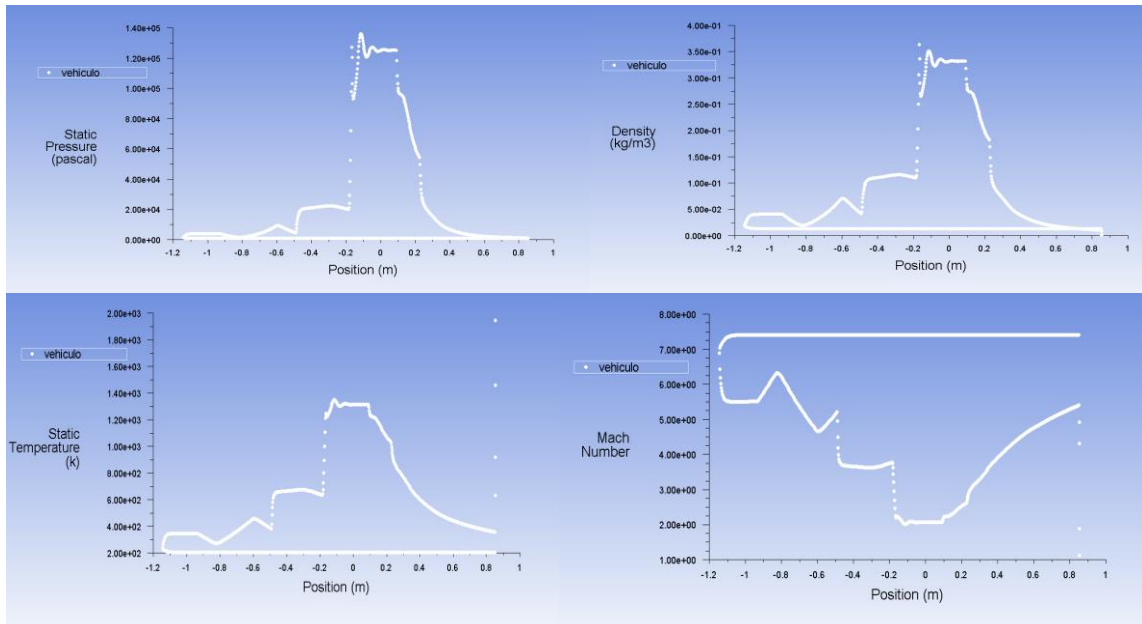


Diagrama N 30. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (2.5°).

Cuando la configuración 5 del VHA 14-X B adquiere un ángulo de ataque positivo de 5° la presión del flujo aumenta exponencialmente en las estaciones -1.2m a -0.2m alcanzando valores que oscilan entre 160.000 Pa a 180.000 Pa, como se denota en el Diagrama N 31.

La densidad y la temperatura empiezan su aumento en rampa 2 hasta llegar a la cámara de combustión, la velocidad presenta una disminución en donde el punto mínimo es de 2 mach.

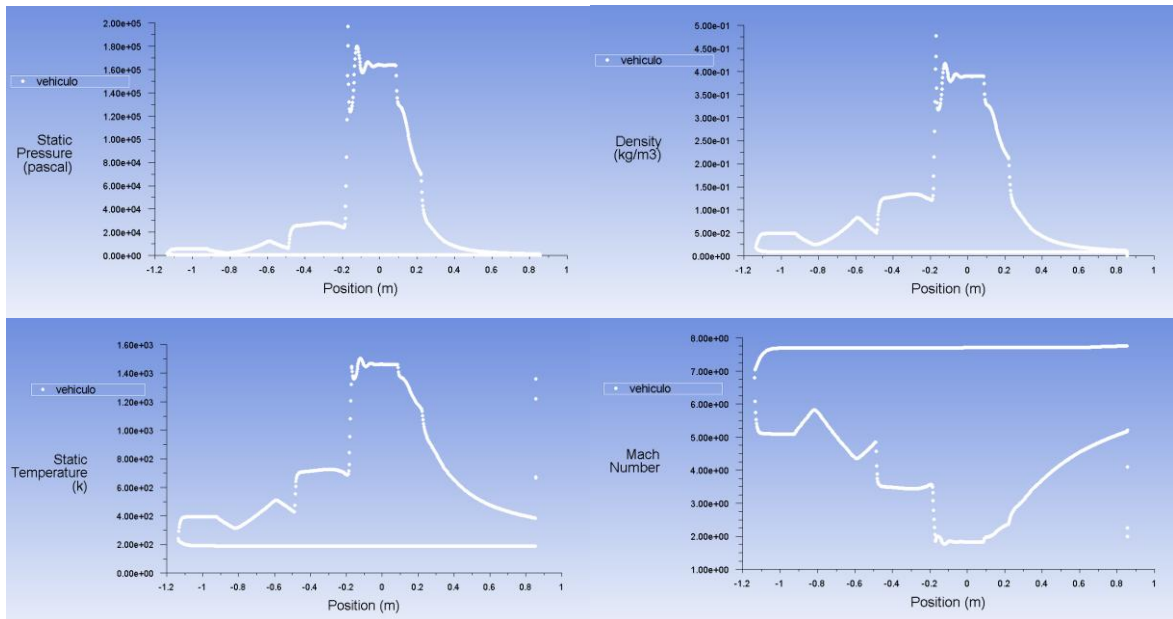


Diagrama N 31. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 ( $5^\circ$ ).

El Diagrama N 32 ilustra el cambio en las propiedades del flujo donde el VHA 14-X B presenta un ángulo de ataque de  $-2.5^\circ$  mostrando los valores de presión, densidad y temperatura elevados, en el caso de la temperatura presenta un incremento entre 400 K y 1200 K, en consiguiente la velocidad decrece de 4 mach a 2.5 mach en la rampa 2 y se mantiene constante en las estaciones de -0,5m a -0,2 m.

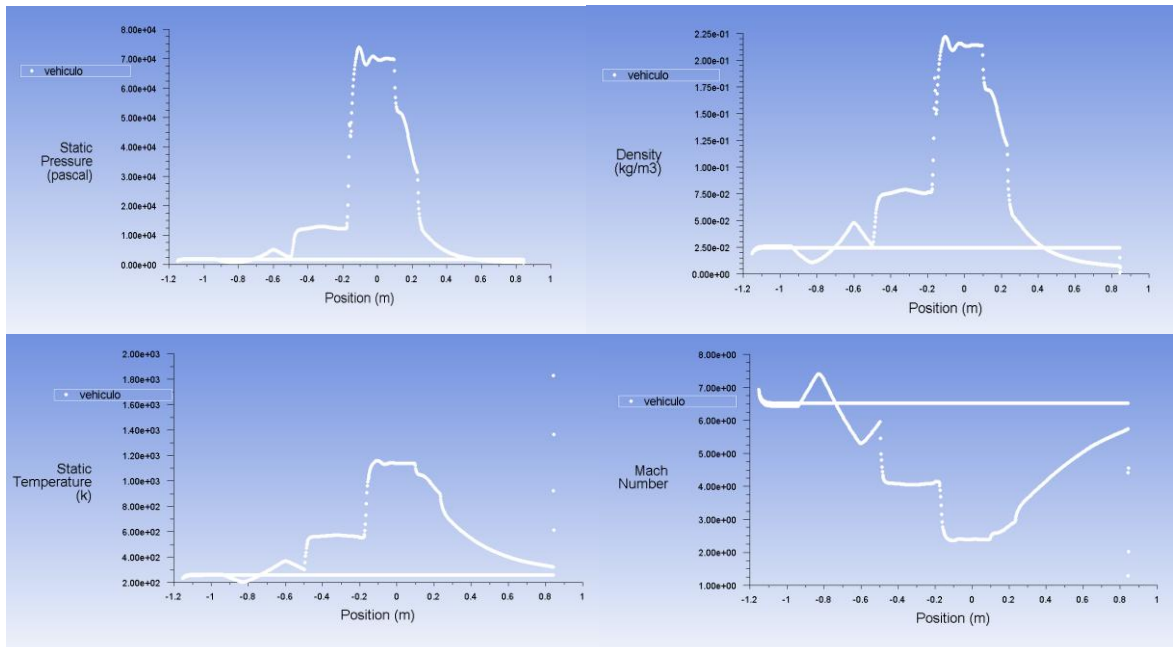


Diagrama N 32. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (-2.5°).

Finalizando el análisis de la configuración 5, el Diagrama N 33 muestra las propiedades del flujo cuando el VHA 14-X B experimenta un ángulo de ataque negativo de  $-5^\circ$  donde la presión aumenta de manera discontinua en las estaciones de  $-0.6\text{m}$  a  $0.25\text{ m}$  que oscila entre  $0$  a  $50.000\text{ Pa}$ . La temperatura alcanza un máximo de  $1200\text{ K}$  y la velocidad decrece hasta llegar un mínimo de  $2.8\text{ mach}$ .

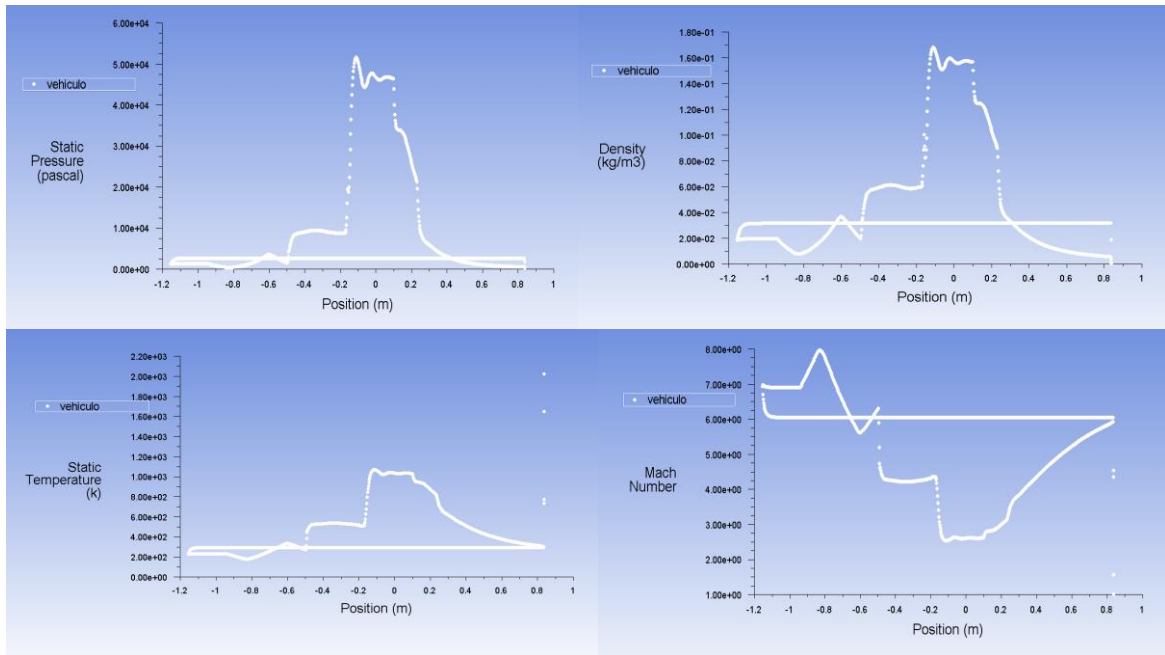


Diagrama N 33. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (-5°)

### 8.2.12. CONFIGURACIÓN 6.

En esta configuración se localizan dos tubérculos al finalizar la rampa 2, es decir al inicio de la sección de compresión-interna, donde el Diagrama N 34 muestra los valores de densidad, velocidad, presión y temperatura que presenta el VHA 14-X B, cuando adquiere un ángulo de 0° donde la máxima presión es de 120.000 Pa.

La temperatura presenta cambios significativos en las estaciones -0.5m a 0.2m registrando valores que oscilan entre 400 K a 1600 K y la velocidad decrece al aumentar las demás propiedades del flujo alcanzando un mínimo registro de 1.8 mach.

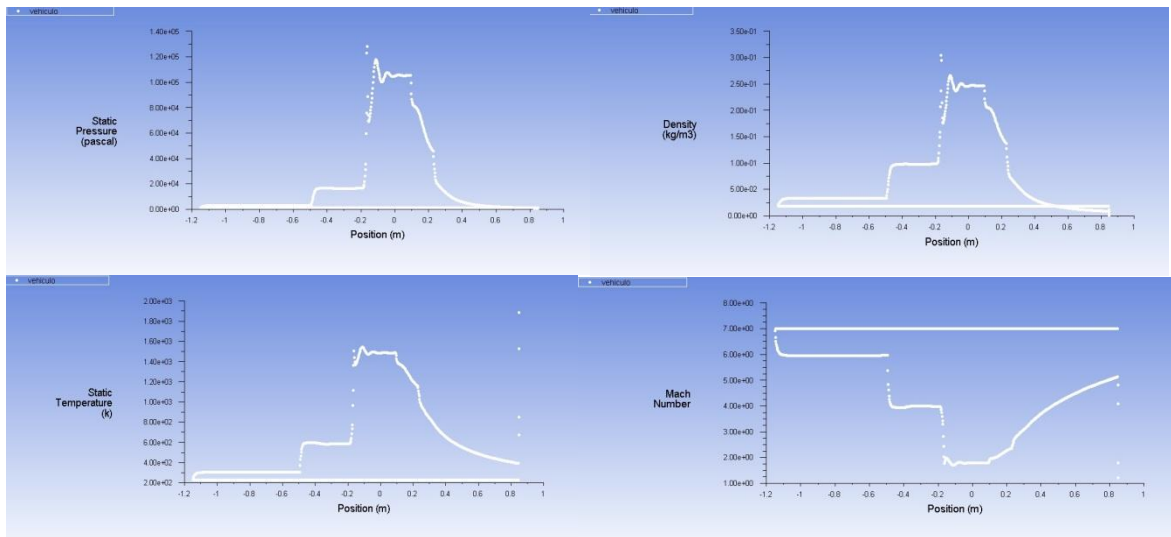


Diagrama N 34. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 (0°).

El Diagrama N 35 ilustra los cambios en las propiedades del flujo que presenta el VHA 14-X B cuando presenta un ángulo de ataque de 2.5°. La máxima presión es denotada en la estación de 0.2m (cámara de combustión) con 150.000 Pa. La densidad y temperatura aumentan con respecto a la presión, la velocidad disminuye drásticamente a 1.7 mach como valor mínimo.

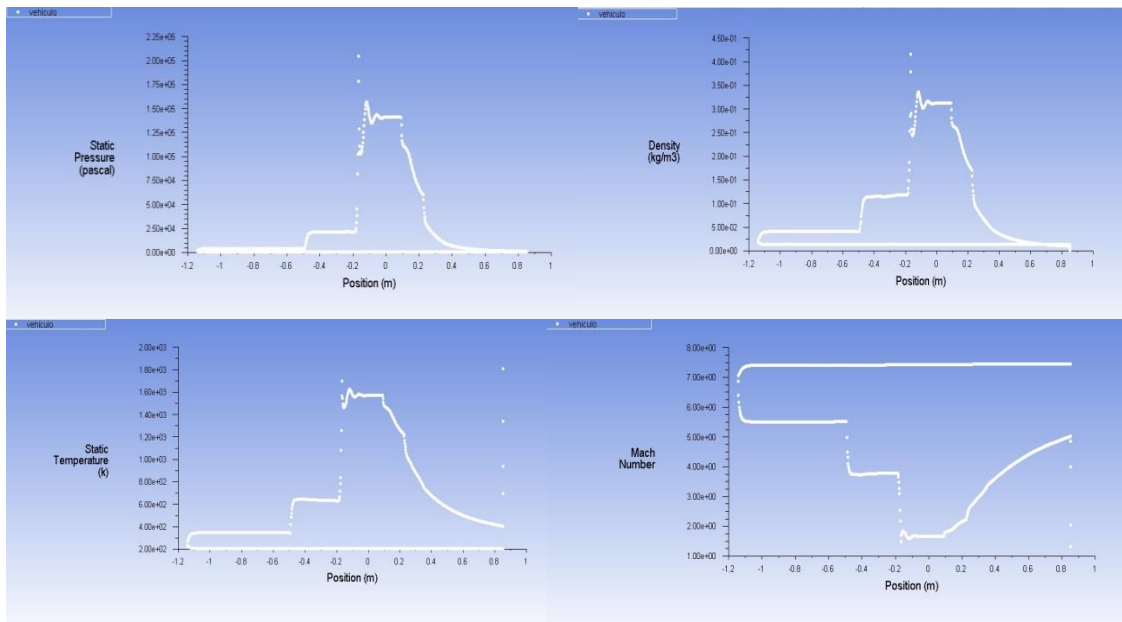


Diagrama N 35. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 (2.5°).

En el Diagrama N 36 se evidencian las propiedades del flujo cuando el VHA 14-X B alcanza un ángulo de ataque positivo de  $5^\circ$ , por lo cual la temperatura aumenta gradualmente a lo largo de la superficie del vehículo alcanzando un valor máximo de 1800 K hasta decrecer a 400 K. La presión aumenta entre 150.000 Pa a 200.000 Pa y la velocidad disminuye a medida que las demás propiedades aumentan llegando a un mínimo registro de 1.5 mach.

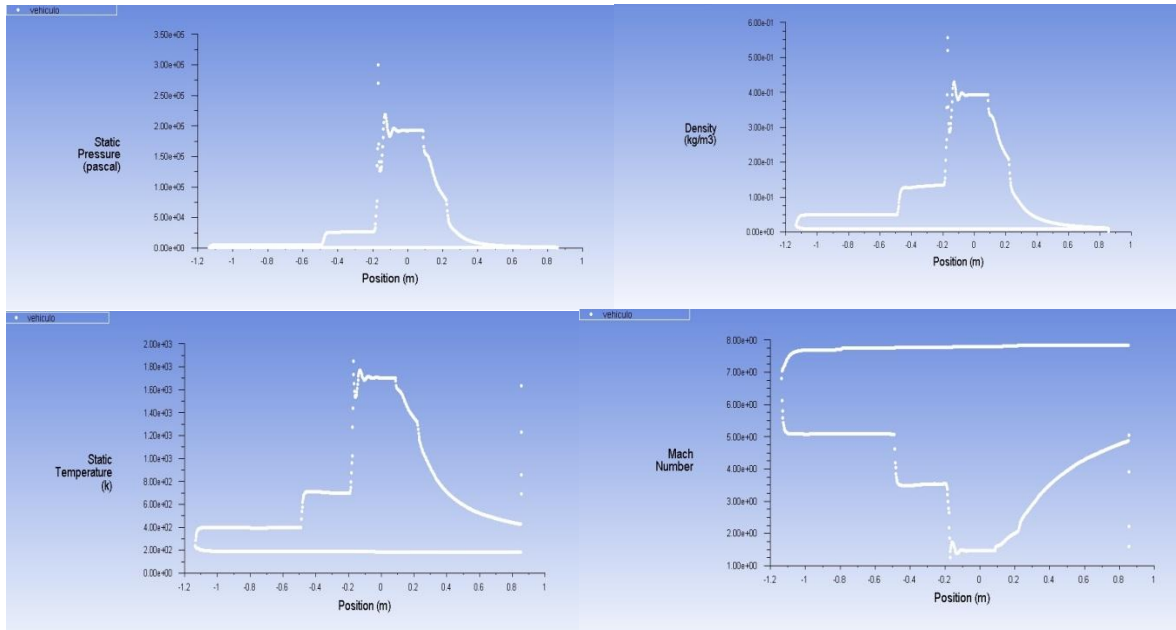


Diagrama N 36. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 ( $5^\circ$ ).

Cuando la configuración 6, adquiere un ángulo de ataque de  $-2,5^\circ$  donde la presión aumenta drásticamente al igual que la densidad y la temperatura, en el caso de la presión presenta un aumento exponencial en las estaciones de -0.5m a 0.2m llegando a un máximo valor de 80.000 Pa. La velocidad decrece de manera discontinua hasta llegar a un mínimo de 2 mach como se observa en el Diagrama N 37.

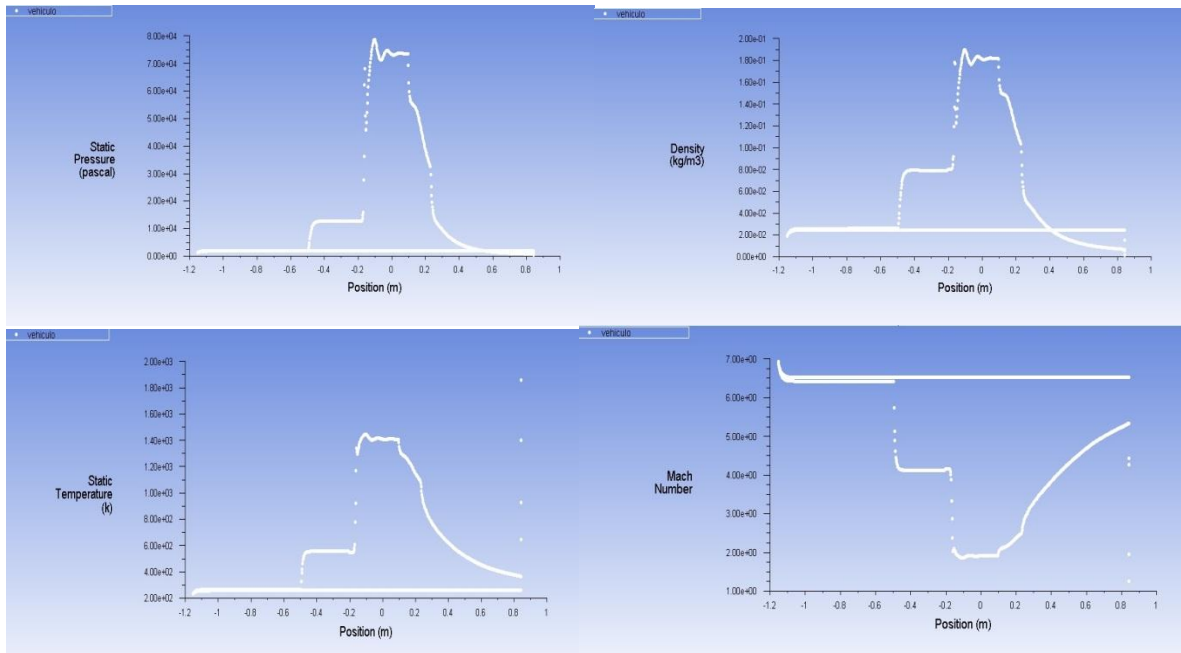


Diagrama N 37. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 (-2.5°)

Al culminar del análisis de la configuración 6, se muestra el Diagrama N 38 que ilustra los cambios presentados en el flujo cuando el VHA 14-X B alcanza un ángulo de ataque de -5°, donde la presión llega a un máximo de 50.000 Pa presentando variaciones en las estaciones -0.2m a 0,2m (cámara de combustión), la temperatura aumenta con respecto a la presión llegando a un máximo de 1200K en estas estaciones y la velocidad decrece de manera drástica llegando a un mínimo de 2,2 mach.



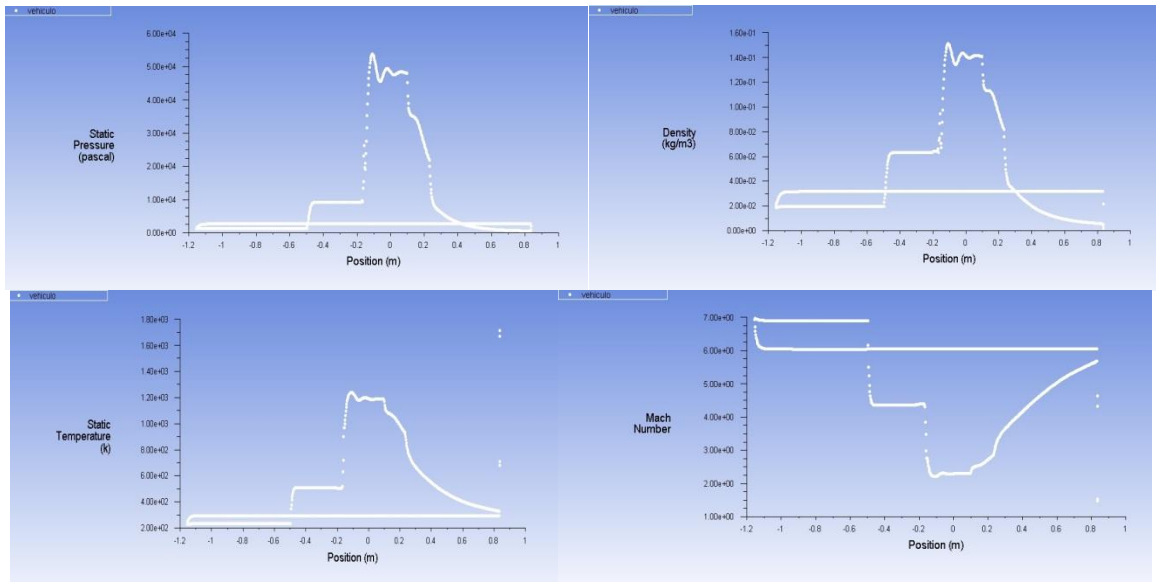


Diagrama N 38. Presión, densidad, temperatura y velocidad vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 6 (-5°)