

DETERMINACION DE LA REDUCCIÓN EFECTIVA DE LA FUERZA DE ARRASTRE EN UN MISIL DE
ALCANCE MEDIO AL INSTALAR GENERADORES DE VÓRTICE

ABEL QUEA MASCO

SILVERIO FAUSTINO CAMPOS MORENO

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA

INGENIERÍA AERONÁUTICA

MEDELLÍN

2021

DETERMINACION DE LA REDUCCIÓN EFECTIVA DE LA FUERZA DE ARRASTRE EN UN
MISIL DE ALCANCE MEDIO AL INSTALAR GENERADORES DE VÓRTICE.

ABEL QUEA MASCO

SILVERIO FAUSTINO CAMPOS MORENO

Trabajo de grado para optar al título de ingeniero aeronáutico

Director

JORGE ELÍAS MONTOYA VÉLEZ

Ingeniero aeronáutico

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA

INGENIERÍA AERONÁUTICA

MEDELLÍN

2021

DEDICATORIA

Silverio Campos

A mis padres por su apoyo incondicional.

Abel Quea

Gracias a Dios por darme la oportunidad de tener una extraordinaria familia, gracias mi familia por apoyarme en cada decisión y proyecto, además gracias a mi director de trabajo de grado por el acompañamiento extraordinario, sin él no hubiese sido posible concluir de manera satisfactoria el proyecto.

AGRADECIMIENTOS

A nuestro director del proyecto de grado Jorge Elias Montoya Velez Por su guía, comprensión, entrega y consejos a lo largo del proceso.

A nuestros maestros por sus enseñanzas durante la carrera universitaria

CONTENIDO

LISTA DE FIGURAS	8
TABLAS	10
GLOSARIO.....	11
RESUMEN	12
INTRODUCCIÓN.....	1
1 CAPITULO 1 MARCO CONCEPTUAL Y TEÓRICO	2
1.1 CAPA LIMITE.....	2
1.1.1 ESPESOR DE LA CAPA LIMITE	4
1.1.2 DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LIMITE	4
1.2 NÚMERO DE REYNOLDS	5
1.3 ARRASTRE (DRAG).....	6
1.4 NÚMERO DE MACH.....	7
1.5 RÉGIMEN HIPERSÓNICO.....	8
1.5.1 FINA CAPA DE AIRE POR LA ONDA DE CHOQUE.....	8
1.5.2 CAPA ENTRÓPICA	8
1.5.3 INTERACCIÓN VISCOSA.....	9
1.5.4 FLUJO DE ALTA TEMPERATURA	11
1.5.5 FLUJO DE BAJA DENSIDAD.....	12
1.6 GENERADOR DE VÓRTICE.....	13
1.7 MISIL.....	15
1.7.1 CLASIFICACIÓN DEL MISIL.....	15
2 CAPITULO 2 SELECCIÓN DEL MISIL A EVALUAR	19
2.1 VUELO DEL MISIL BALÍSTICO	19
2.2 CARACTERÍSTICAS DE LOS MISILES BALÍSTICOS Y CRUCERO	20
2.3 MISILES BALÍSTICOS DE ALCANCE MEDIO (MRBM)	21
2.4 BASE DE DATOS DEL MISIL	22
2.5 CRITERIOS DE SELECCIÓN	23
2.6 ESPECIFICACIÓN	24

2.7	DEFINICIÓN DEL MISIL.....	26
2.7.1	SHAHAB 3.....	27
2.7.2	PLANO DEL MISIL BASE.....	28
3	CAPÍTULO 3 SELECCIÓN DEL TIPO Y POSICIÓN DEL GENERADOR DE VÓRTICE	29
3.1	CRITERIO DE SELECCIÓN	29
3.2	TIPOS DE GENERADOR DE VÓRTICE	30
3.3	FORMA DE GENERADOR DE VÓRTICE.....	31
3.4	DEFINICIÓN DEL GENERADOR DE VÓRTICE	31
3.4.1	WEDGE(RAMPA).....	32
3.4.2	DISEÑO DEL GENERADOR DE VÓRTICE	32
3.4.3	UBICACIÓN DEL VG.....	34
3.5	MANUFACTURA DEL GENERADOR DE VÓRTICE.....	36
3.5.1	MÉTODO DE MANUFACTURA.....	36
3.5.2	ENSAMBLAJE DEL MODELO	37
3.5.3	PESO AÑADIDO POR VG	38
4	CAPITULO 4 SIMULACIÓN EN DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONALES	39
4.1	DESCRIPCIÓN DEL PROCESO	39
4.2	DESIGN MODELER	39
4.3	ENMALLADO	40
4.4	MODELOS MATEMÁTICOS DE LA SIMULACIÓN DE FLUJO	42
4.5	FLUENT.....	44
5	CAPITULO 5 ANÁLISIS AERODINÁMICO	46
5.1	CONDICIONES DE FRONTERA	46
5.2	EVALUACIÓN DEL MODELO INICIAL: SIN GENERADOR DE VÓRTICE	46
5.3	EVALUACIÓN DEL MODELO FINAL: CON GENERADOR DE VÓRTICE.....	48
5.4	VALIDACIÓN	51
6	CAPITULO 6 ANÁLISIS DE RESULTADOS	53
6.1	INDEPENDENCIA DE MALLA	53
6.2	PARÁMETRO: POSICIÓN Y ALTURA	55
6.3	RENDIMIENTO.....	57
6.4	PARÁMETRO: LONGITUD DEL VG'S	59
6.5	PARÁMETRO: ANCHO DEL VG'S	60

6.6	EFFECTO DEL GENERADOR DE VÓRTICE EN LOS MISILES	61
6.7	EFFECTO DE LA CAPA LIMITE	62
6.8	ALCANCE DEL MISIL	62
6.8.1	SIN VG	65
6.8.2	CON VG	66
7	CAPITULO 7 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	68
8	BIBLIOGRAFÍA	69
9	ANEXOS	73
9.1	ANEXO 1: BASE DE DATOS DEL MISIL	73
9.2	ANEXO 2: BASE DE DATOS DEL GENERADOR DE VÓRTICE	76

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Capa límite en una placa plana [3]	2
Figura 2: Esquema de transición [4].....	3
Figura 3: Desprendimiento y flujo inverso en un cuerpo curvo [5]	3
Figura 4: Capa de choque hipersónica fina [4].	8
Figura 5: Capa de entropía [4]	9
Figura 6: Perfil de temperatura en una capa de límite hipersónica [4]	10
Figura 7: Efectos de la interacción viscosa [4].....	11
Figura 8: Comparación de temperatura tras onda de choque normal en función de la velocidad [4]	12
Figura 9: Efectos característicos del régimen hipersónico [4].....	13
Figura 10: Vuelo del misil balístico [12]	19
Figura 11: Comparación entre MRBM Y IRBM [15]	22
Figura 12: Shahab 3 [21].....	25
Figura 13: Hatf V [19]	25
Figura 14: Agni II [22]	26
Figura 15: Comparación del misil real [18] vs réplica	27
Figura 16: Variantes de Shahab 3 [23]	28
Figura 17: Plano del misil base	28
Figura 18: Formas de generador de vórtice [25]	31
Figura 19: Diagrama de geometrías del generador de vórtices [26]	32
Figura 20: Diseño del generador de vórtice. Elaboración propia	34
Figura 21: Plano del generador de vórtice	34
Figura 22: Coeficiente de arrastre según la forma geométrica a bajas velocidades [27]	35
Figura 23: Posición de VG en la parte frontal	35
Figura 24: Posición de VG en la parte central.....	35
Figura 25: preimpregnación y el proceso de autoclave [30].	37
Figura 26: Modelo del VG sobre una placa [29]	37
Figura 27: Volumen del generador de vórtice.....	38
Figura 28: Volumen de control	39
Figura 29: Medidas del volumen de control.....	40
Figura 30: Calidad del mallado [7]	41
Figura 31: Calidad del mallado del misil.....	41
Figura 32: Métrica de parámetro Skewness.....	41
Figura 33: Parámetro Orthogonal Quality.....	42
Figura 34: Descripciones del modelo de turbulencia RANS [33]	45
Figura 35: Contorno de presiones	47
Figura 36: Contorno de velocidad.....	48
Figura 37: Distribución de velocidad de líneas de corriente	48
Figura 38: Detalle del contorno de presión alrededor del generador de vórtice.....	49

Figura 39: Contorno de presión en el misil con el generador de vórtice	49
Figura 40: Contorno de velocidad con el generador de vórtice	50
Figura 41: Corriente de aire con VG.....	50
Figura 42: Corriente de aire haciendo zoom al VG	51
Figura 43: Toma de aire y Generador de Vórtice [34].	51
Figura 44: Distribución de presión total promedio a lo largo de la dirección circunferencial en Plano de interfaz aerodinámica (AIP) [34]	52
Figura 45: Drag vs Número de elementos por malla. Fuente: autores	53
Figura 46: Gráfico de coeficiente de arrastre por iteración [35]	54
Figura 47: Gráfico de arrastre por iteración. Fuente: propia	54
Figura 48: Coeficiente de arrastre vs altura. Posición: central	56
Figura 49: Coeficiente de arrastre vs altura. Posición: anterior	56
Figura 50: Coeficiente de drag vs altura del generador de vórtice.....	57
Figura 51: Porcentaje de mejora CD vs altura. Posición: frontal	58
Figura 52: Porcentaje de mejora CD vs altura. Posición: central	58
Figura 53: Porcentaje vs altura	59
Figura 54: Coeficiente de drag vs longitud.....	60
Figura 55: Coeficiente de drag vs ancho	61
Figura 56: La trayectoria balística de un proyectil [36]	63
Figura 57: trayectoria del misil [38]	64
Figura 58: Altura vs rango del misil sin VG	65
Figura 59: Altura vs rango del misil con VG.....	66

TABLAS

Tabla 1: Régimen del número de Mach [9]	7
Tabla 2: Tipos de generador de vórtice [1] [11]	14
Tabla 3: Tipos de misiles existentes [12] [13] [14]	16
Tabla 4: Característica del misil	20
Tabla 5: Misiles balísticos de gama media e intermedia [12].....	21
Tabla 6: Descripción de misiles.....	23
Tabla 7: Especificaciones de los misiles	24
Tabla 8: Tabla de matriz morfológica de los tipos de VG.....	30
Tabla 9: Condiciones de frontera.....	46
Tabla 10: Comparación de coeficiente de drag vs altura.	55
Tabla 11: Longitud del VGs VS coeficiente de drag	59
Tabla 12: Ancho del VGs VS coeficiente de drag	60
Tabla 13: Alcance del misil con su respectivo ángulo de lanzamiento	67
Tabla 16: Tipos de generador de vórtice.....	76
Tabla 17: Formas del generador de vórtice.....	77

GLOSARIO

CD: Drag coeficient, coeficiente de arrastre

CL: Lift coeficient, coeficiente de sustentación

VG: Vortex generator, generador de vórtices

ANSYS: Analysis System

CFD: Computational Fluid Dynamics

CAD: Se refiere a diseño asistido por computador

Malla, mallado: El proceso de subdividir el modelo en pequeñas partes.

ARRASTRE: Es la resistencia aerodinámica ocasionada por un cuerpo al interactuar con el aire

FLUENT: Es un software de dinámica de fluidos computacional que se basa en el método de los volúmenes finitos

VÓRTICE: Es un flujo turbulento en rotación espiral con trayectorias de corriente cerradas Y como vórtice puede considerarse cualquier tipo de flujo circular o rotatorio que posee vorticidad

K-OMEGA SST: Es un modelo matemático de turbulencia que consiste en dos ecuaciones, es parte de la plataforma de ANSYS.

RESUMEN

El objetivo de este trabajo de grado es analizar la influencia que tiene al implementar los generadores de vórtice en un misil, los VG's son dispositivos de control de flujo aerodinámico. El misil a intervenir se escogió desde una base de datos que se realizó de los países portadores de este tipo de armamento. En el presente estudio se evaluará el efecto del dispositivo sobre el arrastre aerodinámico en el vehículo con el dispositivo instalado en diferentes puntos. Se obtendrán los coeficientes de arrastre como producto o resultado de la simulación computacional.

El software Catia V5 se utilizó para el diseño del misil y el generador de vórtice. Mientras para la simulación fue el software Ansys Fluent®. Se empleó este software CFD porque es elegido por muchas compañías y académicos de todo el mundo por su alta precisión y alcance, que siempre se puede confiar en su solución. En este programa se sometió la geometría a distintas operaciones. La primera operación es crear la geometría final, que consiste en establecer un volumen de control al cual se le restará el volumen del misil. Una vez realizado este proceso se requiere enmallar el volumen de control, para que el programa pueda operar. Para determinar las características correctas de mallado, se realiza un estudio de la malla para la geometría en cuestión. Asignando correctamente las condiciones de frontera definidas, se procede a simular y posteriormente, a obtener los datos de fuerzas, que el programa Ansys Fluent® refleja.

Los resultados revelan que la altura de los generadores de vórtices y su orientación respecto al flujo no son valores arbitrarios, lo contrario son parámetros directamente dependientes a la fuerza resultante que el fluido provoca sobre el misil, por lo que el diseño de los generadores de vórtices no será aleatorio y existirán unas dimensiones óptimas.

PALABRAS CLAVE: Generador de vórtice, misil, arrastre aerodinámico, eficiencia aerodinámica.

INTRODUCCIÓN

El estudio aerodinámico de vehículos como automóviles, aviones y misiles es un tema que está en constante innovación para mejorar las características aerodinámicas como la reducción eficaz de la fuerza de arrastre. Se plantean muchas formas de mejorar el rendimiento aerodinámico como la adaptación de los generadores de vórtice y un diseño aerodinámico para la reducción del arrastre. En el caso del presente estudio se establecen como objetivo determinar la reducción efectiva de la fuerza de arrastre de un misil de alcance medio al instalar generadores de vórtice, para lo cual se establecen varios objetivos específicos, tales como:

1. Definir un modelo base de misil para analizar su desempeño aerodinámico y en vuelo
2. Definir un generador de vórtice
3. Acoplar el generador de vórtice al misil
4. Analizar el modelo base de misil con generador de vórtice en un programa de simulación en CFD

El misil es un dispositivo que se ha convertido en un sistema de defensa de cada país portante de este armamento. Es por tal razón los países han adquirido diferentes tipos del vehículo con la finalidad de defenderse de cualquier ataque o al contrario si así lo requiere. El misil tiene su propio rendimiento que depende de dos factores importantes la capacidad del motor y la eficiencia aerodinámica. Para un misil ya fabricado, no es posible variar el desempeño del motor, por ende, la única forma de mejorar el rendimiento es mejorando sus propiedades aerodinámicas.

El coeficiente de arrastre es una de las propiedades del flujo de aire que está relacionado con la eficiencia aerodinámica, ya que, impide alcanzar el estado ideal del gas al generar una fricción, es por esto por lo que el presente estudio se enfoca en evaluar el efecto sobre el coeficiente de arrastre de distintas configuraciones aerodinámicas de un misil, buscando la forma de minimizarlo y con esto lograr aumentar el alcance del misil. La causa principal del coeficiente de arrastre es la separación de la capa límite. Cuando la capa límite se separa, el espesor de desplazamiento aumenta bruscamente, lo cual modifica el flujo laminar exterior y el campo de presión. Un método convencional para reducir los efectos de arrastre es cambiando la aerodinámica del cuerpo. Sin embargo, para un misil existente, esto implicaría un costo adicional. Es por eso que se explora otra forma más económica y sencilla de reducir los efectos del arrastre es mediante la implementación del generador de vórtice.

Un generador de vórtice es un pequeño dispositivo aerodinámico adherido a la superficie que pueden controlar eficazmente la separación del flujo de la capa límite [1]. Para una mejor interpretación de los efectos en las características aerodinámicas del armamento los generadores de vórtice se montaron debajo de la ojiva y a la mitad del misil Shahab 3.

1 CAPITULO 1 MARCO CONCEPTUAL Y TEÓRICO

1.1 CAPA LIMITE

El concepto de la capa límite fue introducido por Ludwig Prandtl en 1904, en donde se pudo vincular los fluidos reales con los ideales, esta teoría establece que, para un fluido en movimiento, todas las pérdidas por fricción tienen en una delgada capa adyacente al contorno del sólido y que el flujo exterior se considera como un flujo no viscoso, es decir, que los efectos viscosos son despreciables [2].

La capa límite es una capa de fluido cercana a la pared, donde los efectos viscosos son predominantes, presentando una gradiente de velocidades grandes. Este efecto es la resistencia que tiene un fluido a ser deformado continuamente en el tiempo al recibir una fuerza tangencial. Para un alto número de Reynolds el campo de flujo puede ser dividido en dos regiones: una capa límite viscosa adyacente a la superficie sólida y el flujo esencialmente no viscoso fuera de la capa límite. Se considera flujo viscoso sobre una placa plana como se muestra en la figura 1. Los efectos viscosos están contenidos dentro de una fina capa adyacente a la superficie, para mayor claridad el grosor está exagerado en la figura 1. Inmediatamente en la superficie la velocidad de la partícula del fluido es cero, ésta es la condición de no deslizamiento. Sobre la superficie, la velocidad del flujo aumenta en la dirección y hasta que sea igual a la velocidad de la corriente libre. Éste fenómeno ocurre a una altura igual a δ , donde δ es la distancia sobre la pared que se denomina espesor de capa límite de velocidad. El gradiente de la velocidad resultante y el esfuerzo cortante son relativamente grandes en la capa límite. Mientras en el exterior de la capa límite el gradiente de velocidad se vuelve tan pequeño que los esfuerzos cortantes que actúan sobre un elemento fluido son despreciables.

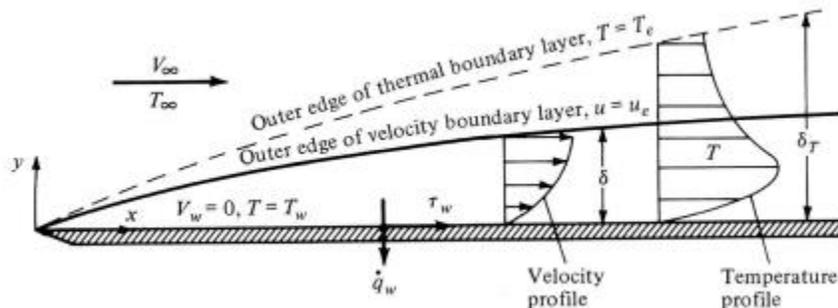


Figura 1: Capa límite en una placa plana [3]

En la figura 2 se aprecia la transición de flujo laminar a turbulento a velocidades hipersónicas sobre una superficie plana. El flujo comienza en el borde de ataque como laminar, este flujo laminar es muy estable y las perturbaciones no se amplifican. Sin embargo, aguas abajo el flujo se vuelve inestable y cualquier perturbación se amplifica. En la figura 2 el punto B representa el comienzo de

la transición. A medida que continua la amplificación de las perturbaciones en este flujo inestable se produce la transición a la turbulencia, que finalmente se vuelve completamente turbulenta en el punto E.

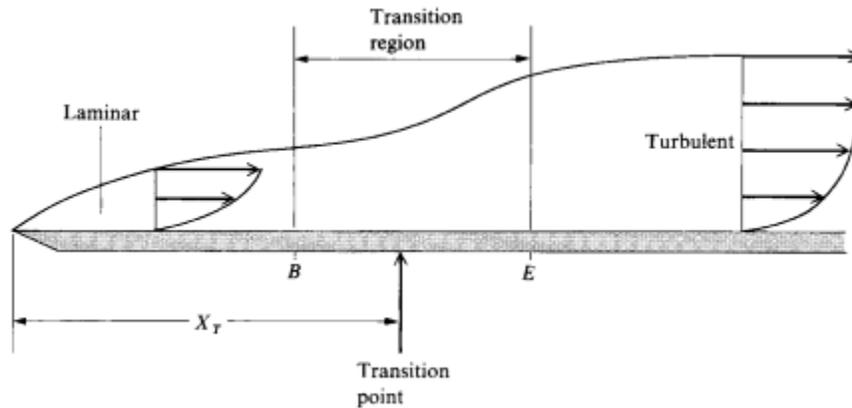


Figura 2: Esquema de transición [4]

Hasta ahora se ha analizado el flujo en la capa límite sobre una placa plana delgada, donde se considera que no existe variación de la presión en la dirección del flujo. Lo anterior debido a que se supone que el gradiente de presión en la capa límite es igual al gradiente de presión existente fuera de la capa límite y que como la placa es delgada las líneas de corriente son paralelas a la placa por lo que no existe variación de la velocidad y por ende de la presión fuera de la capa límite.

En cuerpos distintos a una placa plana delgada existe una variación en magnitud y sentido de la velocidad de la corriente libre alrededor del cuerpo. El flujo tiene que “abrirse” para que pase el cuerpo en la parte anterior de estos se producirá un aumento de la velocidad y una disminución de la presión. Pasado el punto de máximo espesor del cuerpo, el flujo se expande nuevamente disminuyendo la velocidad y aumentando la presión como se muestra en la figura 3. Una consecuencia importante de la existencia de un gradiente de presión es lo que se conoce como separación de la capa límite.

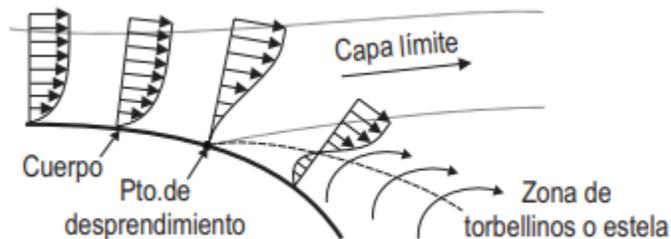


Figura 3: Desprendimiento y flujo inverso en un cuerpo curvo [5]

La teoría hipersónica, trata de la capa límite compresible y los resultados se aplican tanto a condiciones subsónicas, supersónicas y como también hipersónicas. Un aspecto importante que distingue a la teoría de la capa límite hipersónica de los casos subsónicos y supersónicos es la intensa

disipación viscosa, que da como resultado un flujo de alta temperatura que reacciona químicamente. Todos estos y otros efectos se explica detalladamente en la sección 1.5 régimen hipersónico.

1.1.1 ESPESOR DE LA CAPA LIMITE

La definición del espesor de la capa limite, es el desplazamiento del flujo principal debido a la desaceleración de las partículas de fluido en la zona de frontera. El espesor es conocido como espesor de desplazamiento [6] y se expresa como:

$$\delta = \frac{0.16 * x}{\sqrt{\frac{\rho * v * x}{\mu}}} \quad (1)$$

Donde:

ρ : densidad del fluido [Kg/m^3]

x : longitud característica del cuerpo [m]

v : velocidad del fluido [m/s]

μ : viscosidad dinámica del fluido [$Kg/m * s$]

La ecuación 1 sirve para calcular el espesor de la capa limite en el régimen turbulento.

Una vez que el fluido entra en contacto con la superficie, la velocidad de este cambiará, ya que, el fluido progresa a lo largo de la superficie. Al final de la capa limite laminar existe un punto de transición en donde el flujo se hace inestable y se vuelve turbulento. La capa turbulenta es gruesa, por ende, el fluido se mueve en todas las direcciones y disipa mayor energía, por lo que la fuerza de fricción debe ser mayor. El espesor de la capa limite aumenta con x debido a que la corriente de aire entra en esta región [2].

1.1.2 DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LIMITE

La capa limite no crece indefinidamente, llegando a desprenderse en un momento dado. Este fenómeno provoca una disipación de energía que no es deseable en ningún caso. A lo largo de una placa plana, la capa limite continuará creciendo aguas abajo si el gradiente de presión es igual a cero; si la presión decrece la capa limite tiende a reducir su espesor y si la presión aumenta (gradiente adverso) la capa limite aumenta su espesor aguas abajo. Cuando un fluido se separa de una superficie curva, forma una región de baja presión, separada entre el cuerpo y la corriente de aire. Al separarse el flujo, aumenta la fuerza de arrastre de presión que es mayor cuanto mayor sea la región separada. En la zona posterior a la separación se forman grandes torbellinos, llamados

vórtices, que reciben el nombre de estela. Los torbellinos consumen gran cantidad de energía y dan lugar a grandes pérdidas de presión en el fluido como se muestra en la figura 2.

Para evitar la separación del flujo sobre un cuerpo y el arrastre por presión, la capa límite debe permanecer delgada. Es importante dar una forma aerodinámica para que la separación del flujo ocurra lo más lejos posible.

1.2 NÚMERO DE REYNOLDS

El número de Reynolds es la relación entre las fuerzas de inercia y las fuerzas viscosas presentes en un fluido. Esto se puede interpretar de la siguiente manera, cuando las fuerzas viscosas son dominantes (flujo lento, bajo Reynolds) son suficientes para mantener todas las partículas de fluido en línea, entonces el flujo es laminar. Mientras cuando las fuerzas de inercia dominan sobre las fuerzas viscosas (el fluido fluye más rápido Reynolds es más grande), el flujo es turbulento [7].

El número de Reynolds es un número adimensional compuesto por las características del fluido tales como la densidad, viscosidad, velocidad y una dimensión característica de la geometría. Se define como:

$$Re = \frac{\rho * u * l}{\mu} \quad (2)$$

Donde:

ρ : densidad del fluido [kg/m^3]

l : longitud característica del cuerpo [m]

u : velocidad del fluido [m/s]

μ : viscosidad dinámica del fluido [$kg/m * s$]

Según los valores obtenidos de número de Reynolds se puede considerar un flujo laminar o turbulento, esto es importante para calcular el grosor de la capa límite. La transición del flujo laminar a turbulento según John Anderson en su libro Dinámica de gases hipersónica y de alta temperatura [4] ocurre a $Re = 3 * 10^6$, es decir, el flujo se considera laminar si el $Re < 3 * 10^6$ y completamente turbulento si el $Re > 7 * 10^6$ a esto se le conoce como criterio de transición de capa límite laminar a la turbulenta.

Existe una relación directa entre el número de Reynolds y la capa límite. Para los números de Reynolds más bajos, la capa límite es laminar y la velocidad de la corriente cambia uniformemente a medida que uno se aleja de la pared, como se muestra en la figura 2 a medida que aumenta el número de Reynolds, el flujo se vuelve inestable. Sin embargo, para los números de Reynolds más altos, la capa límite es turbulenta y la velocidad de la corriente se caracteriza por flujos de remolino inestables [7]

1.3 ARRASTRE (DRAG)

El arrastre es la fuerza resultante aerodinámica es la componente paralela a la velocidad del aire no perturbado de la fuerza aerodinámica resultante en cualquier objeto en movimiento. La fuerza de arrastre asocia las características del objeto y las propiedades del fluido como el área y velocidad, densidad y coeficiente aerodinámica. La fuerza de arrastre se puede calcular según la siguiente ecuación:

$$D = \frac{v^2 * A * \rho * Cd}{2} \quad (3)$$

Donde:

v : velocidad del fluido [m/s]

ρ : densidad del fluido [kg/m^3]

A : área del cuerpo [m^2]

Cd : coeficiente aerodinámico

La fuerza de arrastre aumentará con el aumento de la densidad, velocidad o área proyectada del objeto. El objeto en cuestión, el misil, despegará de un punto de referencia y trata de alcanzar una cierta velocidad, pero el aire creará una fuerza de arrastre que se opondrá al movimiento del vehículo. Esto, por su parte, hace que el vehículo tenga que generar más potencia a fin de hacer la misma cantidad de trabajo. El arrastre es una fuerza inevitable que se debe minimizar a fin de maximizar la cantidad de potencia que realmente moverá el vehículo hacia adelante. Existen dos tipos de arrastre tanto de presión y fricción. Arrastre de presión es el resultado de una diferencia de la presión entre lados opuestos de un objeto. El arrastre de fricción es el resultado de la tensión tangencial entre el fluido y el objeto. Al sumar los tipos de arrastre se obtiene un arrastre total.

El coeficiente arrastre depende del número de Reynolds, ya que, esto depende de la velocidad. Para un flujo laminar y turbulento se puede calcular mediante la siguiente ecuación

$$C_{D_{laminar}} = \frac{1.33}{\sqrt{Re_d}} \quad (4)$$

Donde:

Re_d : Número de Reynolds con la longitud característica.

Suponiendo que la capa límite es turbulenta desde el borde de ataque, se puede obtener con la ecuación

$$C_{D_{turbulento}} = \frac{0.0742}{Re_d^{1/5}} \quad (5)$$

Para una capa límite que inicialmente es laminar y experimenta una transición en algún lugar de la placa, el coeficiente de arrastre turbulento debe ajustarse para tener en cuenta el flujo laminar sobre la longitud inicial [3]. En términos matemáticos se puede expresar de la siguiente manera:

$$C_D = C_{D_{laminar}} + C_{D_{turbulento}} \quad (6)$$

1.4 NÚMERO DE MACH

El Número Mach es una medida de velocidad relativa que se define como el cociente entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido. Se define como

$$M = \frac{v_s}{c} \quad (7)$$

Donde:

v_s : velocidad del objeto

c : velocidad del sonido

La velocidad del sonido en un gas ideal está dada por:

$$c = \sqrt{kRT} \quad (8)$$

donde k es la relación de calores específicos, R es la constante del gas y T es la temperatura absoluta [8]. Para aire a Temperatura y Presión Estándar (STP) $k = 1.40$ y $R = 286.9 \text{ kgK}$.

El número de Mach es un parámetro que determina el comportamiento de la nave respecto a su velocidad, dependiendo de este valor se puede clasificar como se muestra en la tabla 1:

Tabla 1: Régimen del número de Mach [9]

Régimen	Mach
Subsónico	<1.0
Transónico	0.8-1.2
Sónico	1.0
Supersónico	1.0-5.0
Hipersónico	>5.0

A través de esta clasificación se puede determinar el comportamiento del misil en cuestión.

1.5 RÉGIMEN HIPERSÓNICO

El régimen hipersónico es cuando el flujo alcanza el número de Mach mayor a 5. El flujo hipersónico se define mejor como el régimen en el que ciertos fenómenos de flujo físico se vuelven progresivamente más importantes a medida que el número de Mach aumenta a valores más altos. Los efectos físicos y reacciones químicas del aire, en este régimen son: la fina capa de aire por la onda de choque, capa entrópica, interacción viscosa, flujo de alta temperatura y flujo de baja densidad [4]. A continuación, se desarrollarán brevemente los distintos fenómenos físicos que se dan en el régimen hipersónico.

1.5.1 FINA CAPA DE AIRE POR LA ONDA DE CHOQUE.

Por la interacción de un cuerpo con el medio (aire) a alta velocidad, se forma la onda de choque, tras esta onda, la densidad del aire cada vez es mayor a medida que aumenta el número de Mach, A una densidad más alta, el flujo de masa detrás del choque más fácilmente puede pasar a través de áreas más pequeñas. Para el flujo sobre un cuerpo hipersónico, esto significa que la distancia entre el cuerpo y la onda de choque puede ser pequeña. El campo de flujo entre la onda de choque y el cuerpo se define como la capa de choque, y para las velocidades hipersónicas, esta capa de choque puede ser bastante delgada como se muestra en la figura 4, por ende, debido a la conservación de masa, la onda se mantiene muy cerca del cuerpo. Este efecto puede ser un problema a bajos números de Reynolds, porque, la capa viscosa podría aumentar mucho su grosor sobre la superficie del cuerpo. Mientras a altos números de Reynolds es de gran ayuda porque las capas de choque son infinitamente delgadas y densas. La delgadez de la capa limite se puede usar a una ventaja teórica, lo que lleva a un enfoque analítico llamado *thin shock layer theory*. Esta teoría, si se lleva al extremo, permite aproximar el comportamiento del aire al modelo fluidodinámico de Newton, usado con frecuencia en la aerodinámica hipersónica para cálculos aproximados.

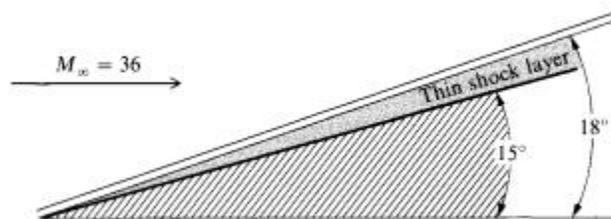


Figura 4: Capa de choque hipersónica fina [4].

1.5.2 CAPA ENTRÓPICA

Cuando la nariz del cuerpo es curvada, la capa de choque sobre la nariz es muy delgada y altamente curvada con una pequeña distancia de desprendimiento. Se sabe que la entropía del flujo aumenta a través de una onda de choque y cuanto más fuerte sea el choque, mayor será la entropía. La onda de choque es prácticamente normal a la dirección de la corriente. Esto crea que un cierto número de líneas de corriente experimenten un gran crecimiento de la entropía mientras que otras no lo hacen, creando así una capa. En la región de la nariz hay gradientes de entropía fuertes, esta capa de entropía fluye aguas abajo y se toma grandes distancias de la nariz. La capa límite a lo largo de la superficie crece dentro de esta capa de entropía y se ve afacetada por ella, es decir, la capa de entropía es mayor que la capa límite como se muestra en la figura 5. Debido a que la capa de entropía también es una región de vorticidad fuerte, como se relaciona con el teorema de Crocco's del flujo compresible clásico, esta interacción a veces se llama una interacción de vorticidad. El teorema de Crocco's es un teorema aerodinámico que relaciona la velocidad del flujo, la vorticidad y la presión de estancamiento o entropía de un flujo potencial.

La capa de entropía causa problemas analíticos cuando deseamos realizar un cálculo de la capa de límites estándar en la superficie porque existe una pregunta sobre cuáles deben estar las condiciones adecuadas en el borde exterior de la capa límite.

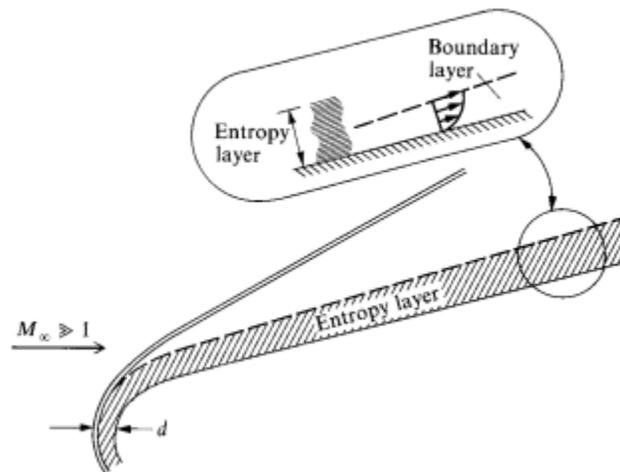


Figura 5: Capa de entropía [4]

1.5.3 INTERACCIÓN VISCOSA

En una alta velocidad, el flujo hipersónico contiene una gran cantidad de energía cinética; Cuando este flujo se ralentiza por efectos viscosos dentro de la capa de límite, la energía cinética perdida se transforma en energía interna del gas, a esto se llama disipación viscosa. A su vez, la temperatura aumenta dentro de la capa límite como se muestra en la figura 6. Las características de las capas de límite hipersónicas están dominadas por tales aumentos de temperatura. Por ejemplo, el coeficiente de viscosidad aumenta con la temperatura, y esto por sí mismo hará que la capa límite sea más espesa. Además, debido a que la presión (P) es constante en la dirección normal a través

de una capa límite, el aumento de la temperatura(T) resulta en una disminución de la densidad(ρ) a través de la ecuación del estado. Para pasar el flujo de masa requerido a través de la capa límite a la densidad reducida, el grosor de la capa de límite debe ser mayor. Ambos fenómenos se combinan para hacer que las capas de límites hipersónicas se vuelvan más rápidamente que en velocidades más lentas.

$$\delta \propto \frac{M_\infty^2}{\sqrt{Re_x}} \quad (9)$$

Donde:

M_∞ : Número de Mach

Re_x : Número de Reynolds

La expresión anterior se interpreta de la siguiente manera, a medida que el número de Mach aumenta, mayor será el grosor de la capa límite. Esto provoca que la forma del sólido virtualmente cambie provocando un cambio en la corriente no viscosa que a su vez cambia la capa límite. un aumento de la temperatura provoca un incremento de la viscosidad del fluido. Este aumento en la viscosidad supone un aumento del grosor de la capa límite, es decir, de la zona viscosa. En la figura 6 se aprecia el comportamiento del grosor y la temperatura a Mach mayor a 1.

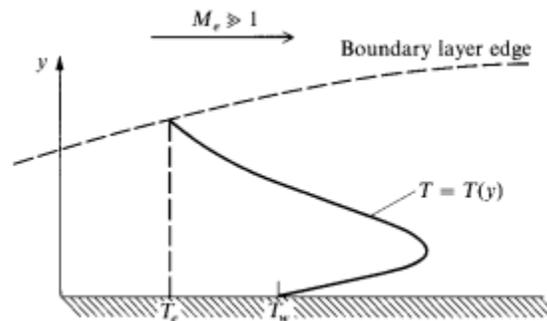


Figura 6: Perfil de temperatura en una capa de límite hipersónica [4]

La capa límite gruesa en el flujo hipersónico puede ejercer un efecto de desplazamiento importante en el flujo no viscoso fuera de la capa límite, lo que provoca que una forma de cuerpo dada parezca mucho más gruesa de lo que realmente es. Debido al grosor extremo del flujo de la capa límite, el flujo externo se cambia considerablemente. Los cambios en el flujo invisible a su vez se alimentan de nuevo para afectar el crecimiento de la capa límite. Esta principal interacción entre la capa de límite y el flujo externo no viscoso se llama interacción viscosa. Este efecto se aprecia en la figura 7.

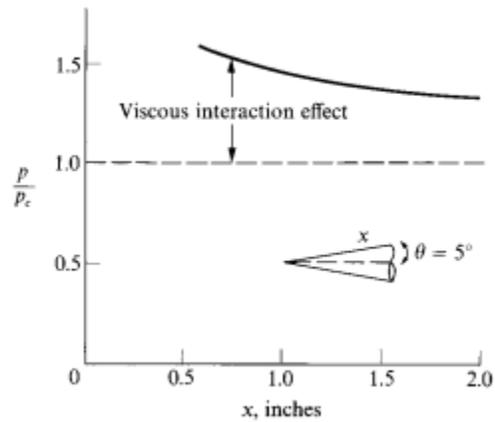


Figura 7: Efectos de la interacción viscosa [4]

Las interacciones viscosas pueden tener efectos importantes en la distribución de la presión de la superficie, por lo tanto, el arrastre y la estabilidad en los vehículos hipersónicos. Además, la fricción de la piel y la transferencia de calor se incrementan por la interacción viscosa, por ende, la presión cerca de la nariz es considerablemente mayor.

1.5.4 FLUJO DE ALTA TEMPERATURA

La disipación viscosa crea temperaturas muy altas como para excitar la energía vibratoria internamente dentro de las moléculas y causar disociación e incluso ionización dentro del gas. En resumen, se tiene una capa límite reaccionando químicamente.

Los flujos que reaccionan químicamente a alta temperatura pueden influir en la sustentación, la resistencia y los momentos en un vehículo hipersónico. El aspecto más dominante de las altas temperaturas en los hipersónicos son las altas tasas de transferencia de calor (por convección y radiación) a la superficie. Otra consecuencia del flujo de alta temperatura es la interferencia en la comunicación, esto es causado por la ionización en el flujo que reacciona químicamente, produciendo electrones libres que absorben la radiación de radiofrecuencia. La temperatura tras onda de choque alcanza valores altos cuando la velocidad de reentrada aumenta como se muestra en la figura 8.

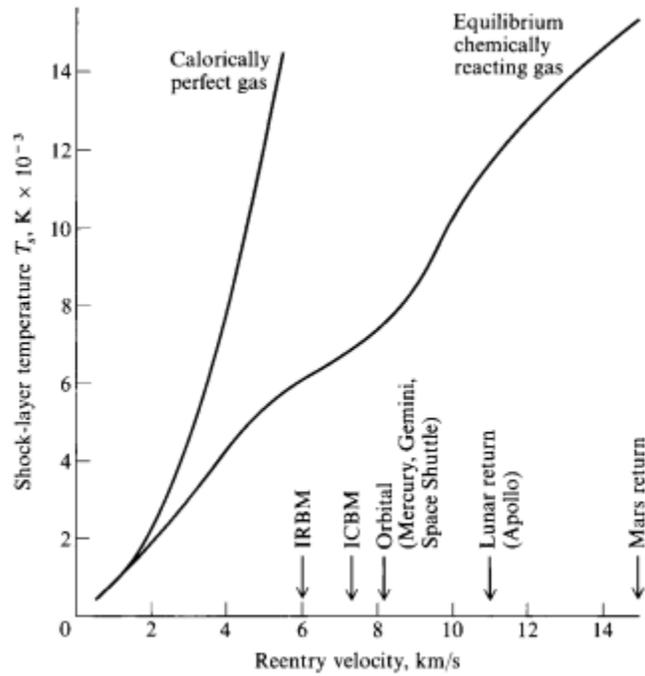


Figura 8: Comparación de temperatura tras onda de choque normal en función de la velocidad [4]

1.5.5 FLUJO DE BAJA DENSIDAD

La mayoría de los vuelos supersónicos se producen a muy grandes alturas, donde la atmósfera se torna muy débil. Este hecho provoca que la suposición del aire como un medio continuo deje de ser válida provocando que tengan que ser revisadas las condiciones de contorno en la pared a la hora de calcular la capa límite hasta que las ecuaciones dejen de ser válidas por completo y sea necesario utilizar la teoría cinética para poder resolver el problema. Si bien este efecto es totalmente independiente del número de Mach, se ha creído interesante incluirlo en esta lista puesto que cualquier vehículo espacial en su reentrada va a experimentarlo. Todos estos efectos pueden verse recapitulados en la siguiente figura 9.

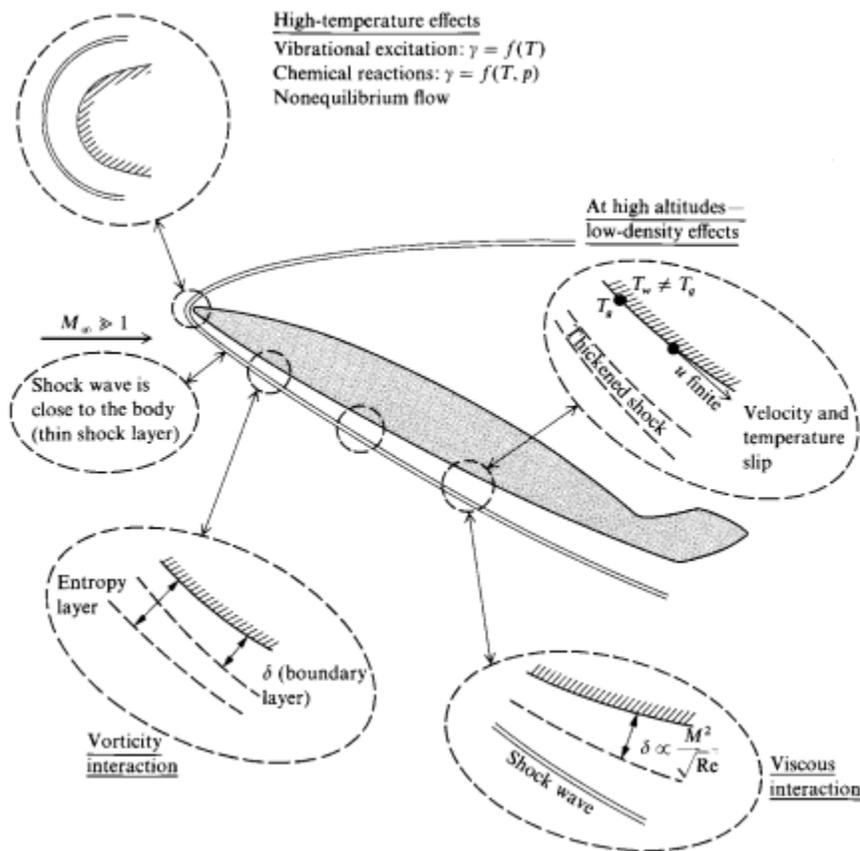


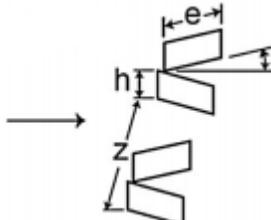
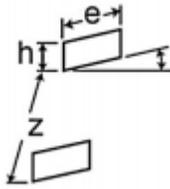
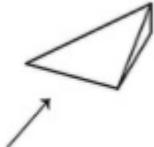
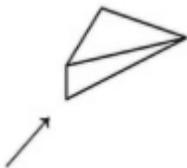
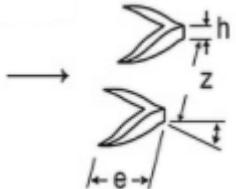
Figura 9: Efectos característicos del régimen hipersónico [4]

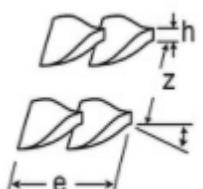
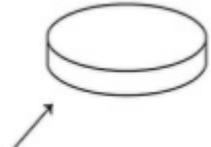
1.6 GENERADOR DE VÓRTICE

Los generadores de vórtice (VG) son dispositivos aerodinámicos de control de capa límite, que consiste en una pequeña paleta generalmente unida a una superficie de elevación o un perfil aerodinámico como el ala de un avión o una pala de rotor de una turbina eólica. Los VG también pueden estar acoplados a una parte de un vehículo aerodinámico o un cuerpo que está en movimiento en relación con el aire. Los VG pueden ser aplicados en la superficie para generar un vórtice longitudinal al flujo principal. Los VG crean un vórtice que al eliminar una parte de la capa límite de movimiento lento en contacto con la superficie del perfil aerodinámico, retrasa la separación del flujo local y el estancamiento aerodinámico, mejorando así la efectividad de alas y superficies de control [10].

Los VG son pequeños dispositivos que se colocan justo antes de la separación de la capa límite esperada y se extienden perpendicularmente sobre la superficie en la que se encuentra. Los generadores de vórtice se clasifican según su número, forma, dimensiones y arreglos. Los tipos y las formas de los generadores de vórtice se muestra en la tabla 2 y la figura 17, respectivamente.

Tabla 2: Tipos de generador de vórtice [1] [11]

Paletas	<p>contrarrotantes</p> 	<p>Paletas contrarrotantes están agrupados en pares con ángulos escalonados alternos y producen vórtices de signo alterno. Dependiendo del espaciado de las palas, los pares de vórtices puede ser hecho para moverse uno hacia el otro o lejos del otro. Esta característica puede usarse para controlar el rango de efectividad de los vórtices, pero debe evaluarse cuidadosamente para cada aplicación.</p>
	<p>co-rotativos</p> 	<p>Las paletas co-rotativos están todos escalonados en la misma dirección y producen vórtices del mismo signo. Los vórtices interactúan entre sí y con la superficie para girar el flujo en la dirección del escalonamiento de la paleta. Esta característica se puede aprovechar para redireccionar los flujos secundarios en la superficie. Las paletas co-rotativas son el tipo de VG más comúnmente utilizado</p>
Wedge/Rampa	<p>Hacia delante</p> 	<p>Genera un vórtice más fuerte en la corriente descendente inmediata. Además, produce vórtices con distancias más largas y la velocidad de la corriente libre apunta a la superficie.</p>
	<p>Hacia atrás</p> 	<p>La vorticidad producida por estos energiza la capa de límite para ayudar a mantener el flujo adherido.</p>
Wheeler	<p>Wishbone</p> 	<p>Wheeler demostró que los vértices que apuntan corriente abajo son más eficientes para reducir la resistencia y aumentar el ángulo de pérdida del perfil aerodinámico que el vértice orientado hacia adelante que daña el flujo a lo largo de la pared lateral.</p> <p>Los vértices del VG fueron diseñados para apuntar corriente abajo, lo cual es consistente con los resultados de Wheeler [5] observó que los vértices que apuntan corriente abajo son más eficientes para reducir la resistencia y aumentar el ángulo de pérdida del perfil aerodinámico que el vértice orientado hacia adelante.</p>

	<p style="text-align: center;">Doublet</p> 	<p>Reducir la influencia aguas arriba y la longitud de la región de movimiento de choque de separación.</p>
<p style="text-align: center;">Cylinder Vortex Generators</p> 	<p>Es un generador en forma de cilindro que también cumple las mismas funciones que los de más generadores.</p>	

Los parámetros básicos más importantes en la selección y diseño de un generador de vórtice son el tamaño, ubicación y la dirección.

1.7 MISIL

Un misil es un proyectil propulsado por cohete o motor de reacción, que puede ser guiado toda su trayectoria. Estos misiles se utilizan para lanzar una carga paga con gran precisión a alta velocidad. Los misiles varían desde pequeñas armas tácticas hasta armas estratégicas mucho más grandes que tienen un alcance de varios miles de millas.

La mayoría de los misiles contienen algún tipo de mecanismo de guía y control, por lo tanto, se denominan misiles guiados. Mientras un misil militar no guiado, así como cualquier vehículo de lanzamiento utilizado para sondear la atmósfera superior o colocar un satélite en el espacio, generalmente se conoce como cohete. Sistemas de guiado se pueden realizar mediante sistemas de infrarrojo, radar, sistema de navegación inercial, electrónico, TV o radiocontrolado. Los misiles pueden ser propulsados por combustibles líquidos o combustible sólido, se prefiere el combustible sólido, debido a que, es menos probable que explote y se puede mantener listo para un lanzamiento rápido.

1.7.1 CLASIFICACIÓN DEL MISIL

Los misiles se clasifican de acuerdo con el tipo, objetivo, función, rango, propulsión, ojiva y guía como se muestra en la tabla 3.

Tabla 3:Tipos de misiles existentes [12] [13] [14]

Tipo	Balístico	Son misiles sin alas ni estabilizadores que se mueve libremente y no es controlable después del lanzamiento. Tiene una carga útil enorme y se alcanza velocidades superiores al del sonido.
	Crucero	Es un vehículo guiado autopropulsado no tripulado (hasta el momento del impacto) que mantiene el vuelo a través de sustentación aerodinámica. Vuelan dentro de la atmosfera terrestre y utilizan tecnología de motores a reacción. Puede ser guiado a través de un control remoto.
Objetivo	Antitanque	Son armas destinadas para destruir o interceptar un objetivo específico como indica su nombre. Por ejemplo, un misil antitanque es aquella arma que se utiliza para destruir tanques o cualquier vehículo de combate blindado.
	Antipersonal	
	Antiaéreo	
	Antibuque	
	Antisatélite	
	Antimisiles	
	Antirradar	
Anti-Aeródromo		
Función	Misiles Superficie - Superficie (SSM)	Estos misiles se pueden ser lanzadas desde un punto de referencia hacia otro como, por ejemplo, Superficie-aire. Esto hace referencia a que puede ser lanzado desde la superficie terrestre hacia el aire.
	Misiles Superficie - Aire (SAM)	
	Misiles Aire-Aire (AAM)	
	Misiles Aire-Superficie (ASM)	
	Misiles Mar - Mar	
	Misiles Mar - Superficie	
Rango	Misiles Balísticos de Corto Alcance SRBM (Short Range Ballistic Missile)	<1000km (621mi)
	Misiles Balísticos de Alcance Medio MRBM (Medium Range Ballistic Missile)	1000km – 3000km (621-1864mi)
	Misiles Balísticos de Alcance Intermedio IRBM (Intermediate Range Ballistic Missile)	3000-5500km (621-3418mi)
	misiles balísticos intercontinentales ICBM (Inter - Continental Ballistic Missile)	>5500 km (mi)
Propulsión	Sólido	Generalmente el combustible que se utiliza es el polvo de aluminio. El combustible sólido se puede

		almacenar fácilmente y manipular. Además, se puede alcanzar velocidades muy altas en corto tiempo.
	Líquido	Los combustibles son hidrocarburos. Los misiles con combustible líquido son difícil y complejo de almacenar. La propulsión se puede controlar fácilmente restringiendo el flujo de combustible mediante válvulas.
	Híbrida	Se utiliza la propulsión sólida y líquida. Este tipo de propulsión es para compensar las desventajas de ambos sistemas de propulsión y tiene las ventajas de combinadas de los dos sistemas.
	Ramjet	Un motor estatorreactor. Alcanza la comprensión del aire de admisión solo con la velocidad de avance del vehículo aéreo que debe moverse a una velocidad supersónica.
	Scramjet	Es un acrónimo de Supersonic Combustion Ramjet. La diferencia entre scramjet y ramjet es que la combustión tiene lugar a velocidades supersónicas del aire a través del motor.
	Criogénico	Son gases licuados y almacenados a temperaturas muy bajas, con frecuencia se utilizan hidrógeno líquido como combustible y oxígeno líquido como oxidante. Se requiere recipientes aislados y ventilaciones especiales. El combustible líquido y el oxidante se bombean desde los tanques de almacenamiento a una cámara de expansión.
Ojiva	Convencional	Contiene explosivos de alta energía. Está lleno de explosivo químico y se basa en la detonación del explosivo y la fragmentación resultante de la carcasa metálica como mecanismo de muerte.
	Estratégica	Los materiales radiactivos están presentes y cuando se activan, exhiben una enorme actividad de radio que puede arrasarse incluso con ciudades. Están diseñados para la aniquilación masiva
Guía	Guía de cables	Las señales de comando se pasan a lo largo de un cable dispensados desde el misil después del lanzamiento.
	Guía de comando	Implica rastrear el proyectil desde el sitio de lanzamiento o plataforma y transmitir comandos por radio, radar o impulsos laser o por cables delgados o fibras ópticas.
	Guía de comparación de terrenos	La comparación de terrenos (TERCOM) se utiliza en los misiles de crucero. El sistema utiliza altímetros sensibles para medir el perfil del suelo

		directamente debajo y compara el resultado con la información.
	Orientación terrestre	Este sistema mide constantemente los ángulos de las estrellas y los compara con los ángulos preprogramados que se esperan en la trayectoria prevista del misil.
	Orientación inercial	Este sistema está contenido dentro del misil y está programado antes del lanzamiento. Tres acelerómetros, montadas en una plataforma estabilizada en el espacio por giroscopios miden las aceleraciones a lo largo de tres ejes mutuamente perpendiculares. Estas aceleraciones se integran luego dos veces, la primera integración da velocidad y la segunda da posición. El sistema luego dirige el sistema de control para preservar la trayectoria preprogramada.
	Guiado de Beam Rider	Se basa en una estación de radar externa en tierra o en un barco que transmite un haz de energía de radar hacia el objetivo. El radar de superficie rastrea el objetivo y también transmite un rayo de guía que ajusta su ángulo a medida que el objetivo se mueve por el cielo.
	Guía laser	Un rayo láser se enfoca en el objetivo, se refleja y se dispersa. El misil tiene un buscador láser que puede detectar incluso una cantidad minúscula de radiación.
	Orientación de RF Y GPS	RF (Radiofrecuencia) y GPS (Sistema de Posicionamiento Global). Un misil usa la señal GPS para determinar la ubicación del objetivo. En el transcurso de su vuelo, el arma utiliza esta información para enviar comandos a las superficies de control y ajusta su trayectoria. En una referencia de RF, el misil usa ondas de RF para localizar el objetivo.

Se realizó una búsqueda de información sobre la clasificación del misil, para conocer sus variaciones y configuraciones de este tipo de armamento, por ende, se elabora una matriz morfológica con su respectiva descripción como se muestra en la tabla 3. Se determina que cada tipo de misil tiene sus ventajas y desventajas para una aplicación específica.

2 CAPITULO 2 SELECCIÓN DEL MISIL A EVALUAR

2.1 VUELO DEL MISIL BALÍSTICO

Se asume que la trayectoria de vuelo del misil es una trayectoria balística después de una fase de impulso, efecto de la inercia. Algunos misiles modernos realizan maniobras durante el vuelo por medio de mecanismos que permiten aumentar la precisión y tienen características tanto de misil balístico como de crucero. Los misiles balísticos modernos pueden incluir maniobras durante las fases de impulso, medio camino o finalizando el vuelo [12].

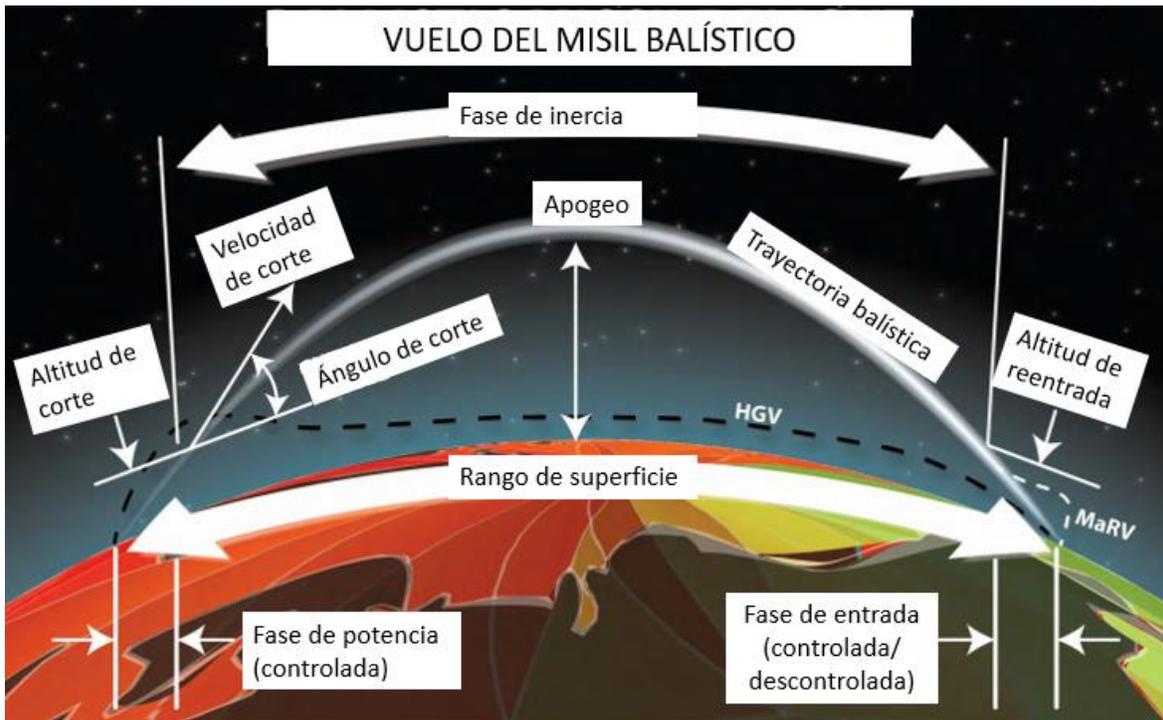


Figura 10: Vuelo del misil balístico [12]

En la figura 10 se puede ver un gráfico de un modelo de vuelo típico de un misil balístico. Las tres etapas principales del vuelo de un misil balístico son el empuje, la costa y la entrada. La fase de empuje o de potencia es la primera fase del vuelo y comienza con el encendido de los motores. En esta fase el misil obtiene toda su aceleración hacia arriba, alcanzando una velocidad máxima. Esta fase suele durar entre uno y cinco minutos dependiendo del alcance del misil. Durante esta fase, el misil asciende contra la gravedad y sale de la atmósfera terrestre. En el caso de los misiles de menor alcance, solo alcanza los límites del espacio exterior. Además, la duración de esta fase está determinada por el tiempo de combustión del propelente.

Después del tiempo de combustión de la fase de empuje, comienza el retraso o la fase de inercia (fase de la costa). Durante esta fase no existe empuje proveniente del motor y comienza la etapa más larga de su vuelo, como consecuencia el misil se desliza o cae libremente hacia su objetivo. En el caso de los misiles balísticos intercontinentales (ICBM), esta fase puede durar hasta 20 minutos con la ojiva del misil viajando a más de 15,000 millas por hora. La mayoría de los misiles que salen de la atmósfera abandonan sus motores de cohete en este momento para aumentar el alcance que puede viajar la ojiva del misil. Para los misiles de mediano y largo alcance, esta fase ocurre fuera de la atmósfera terrestre. Es en esta etapa el misil alcanza su apogeo.

La etapa final del vuelo de un misil es la fase terminal, donde la ojiva del misil vuelve a entrar en la atmósfera terrestre. Esta fase dura menos de un minuto para los misiles de clase ICBM.

2.2 CARACTERÍSTICAS DE LOS MISILES BALÍSTICOS Y CRUCERO

Tabla 4: Característica del misil

Características	Misil balístico	Misil crucero
Rango	Hasta 15000km	Mayormente alrededor de 1000km hasta 4000km
Altitud	Alto (Fácilmente detectable)	Bajo Difícil de detectar
Precisión	Bajo: unos pocos cientos de metros apto para grandes objetivos	Alto: unos pocos metros se adaptan a objetivos pequeños y móviles
Velocidad	Hasta 25 000 km / h en el impacto muy difícil de interceptar	Posibilidad de interceptar alrededor de 1000 km / h
Costo	Costoso: por la infraestructura que se requiere	Económico

Se realizó una búsqueda de información de los misiles en servicio de los cuales se recolecta sus características principales tales como ventajas y desventajas, que permitió una selección adecuada teniendo en cuenta los criterios de selección. Se establece una matriz morfológica de las características de los misiles balísticos y de crucero. Además, como resultado se obtiene una base de datos de los misiles de rango medio que están en servicio. Se analiza que los misiles de crucero son propulsados hasta el impacto e incluyen un sistema de guía, mientras los misiles balísticos pueden llegar a tener un alcance mayor con menor gasto de combustible en un tiempo relativamente corto, por ejemplo, para un misil balístico intercontinental tomaría alrededor de 30 minutos llegar a su objetivo. Los misiles balísticos alcanzan altas velocidades, esto los hace más difícil de interceptar y destruir. A pesar de que los misiles de crucero brindan una mejor precisión y son

más difíciles de detectar por su trayectoria a baja altitud no han remplazado a los misiles balísticos para transportar armas nucleares a largo alcance.

2.3 MISILES BALÍSTICOS DE ALCANCE MEDIO (MRBM)

El sistema MRBM son desarrollados y probados por los países de China, Irán, India, Corea del norte, Pakistán y Rusia. Otros países están armados con armas no convencionales. Todos estos países, excepto Irán, han probado armas nucleares. Los sistemas de armamentos fabricados por estos países, que son más conocidos se muestran en la tabla 5.

Tabla 5: Misiles balísticos de gama media e intermedia [12]

País	Sistemas	Número de estados	Propelente	Rango máximo (km)
China	CSS-5 Mod 2 MRBM	2	Solido	1 750+
	CSS-5 Mod 4 MRBM	2	Solido	1 500+
	CSS-5 Mod 5 MRBM	2	Solido	1 500+
	CSS-18 (DF-26) IRBM	2	Solido	3 500+
	CSS-22 (DF-17) MRBM	1	Solido	UNK
India	Agni II MRBM	2	Solido	2 000+
	Agni III IRBM	2	Solido	3 200+
	Agni IV IRBM	2	Solido	3 500+
	Agni V IRBM	3	Solido	5 000+
Irán	Shahab 3 MRBM	1	Líquido	Hasta 2 000
	Emad-1 MRBM	1	Líquido	Hasta 2 000
	Khorramshahr	1	Líquido	2 000
	Khorramshahr-2	1	Líquido	2 000
	Sejjil (Ashura) MRBM	2	Solido	2 000
Corea del norte	Pukguksong-2 MRBM	2	Solido	1 000+
	ER SCUD MRBM	1	Líquido	1 000
	No Dong Mod 1/2 MRBM	1	Líquido	1 200+
	Hwasong-12 IRBM	1	Líquido	4 500+
	Hwasong-10 (Musudan) IRBM	1	Líquido	3 000+
Pakistán	Ghuari MRBM	1	Líquido	1 250
	Shaheen 2 MRBM	2	Solido	2 000
	Shaheen 3 MRBM	2	Solido	2 750
	Ababeel MRBM	3	Solido	2 200
Arabia saudí	CSS-2 MRBM (Producido en China)	1	Líquido	3 000

Mayormente estos países como defensa de su soberanía fabrican y realizan diferentes pruebas a pesar de que existe el tratado INF para la eliminación de Misiles de Alcance Intermedio y de Corto

Alcance. China está produciendo misiles balísticos tecnológicamente avanzados y además ha vendido tecnologías de misiles balísticos a otros países y está ampliando el alcance de sus misiles para intentar persuadir a las potencias extranjeras. Irán tiene ambiciosos programas de desarrollo de lanzamiento espacial y misiles balísticos, y continúa intentando aumentar la letalidad de su fuerza de misiles balísticos [12].

La importancia de la tabla 5 es mostrar los misiles más comunes que han sido fabricados por los países portadores. En base a esta información se realiza una selección del misil en cuestión. Los misiles balísticos de alcance medio son más pequeños que los misiles de rango intermedio como se muestra en la figura 11. El Taepodong 2 es el único misil de alcance intermedio.

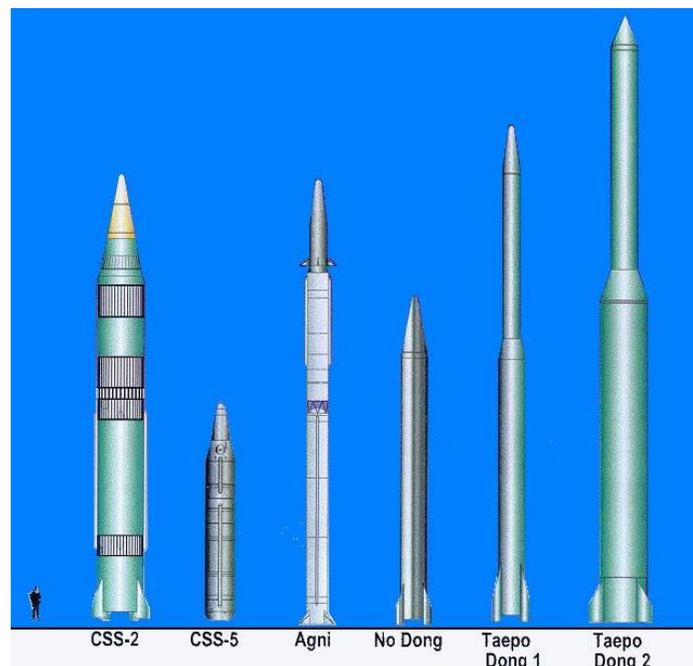


Figura 11: Comparación entre MRBM Y IRBM [15]

2.4 BASE DE DATOS DEL MISIL

Es muy probable que el desarrollo de misiles balísticos siga aumentando y por ser un armamento bélico los países poseen en secreto, por ende, la información es limitada que se puede encontrar en fuentes como en libros o páginas de internet. En la tabla 5 se muestran los armamentos más conocidos de los países productores. Así que fue necesario crear una base de datos para agrupar en un solo archivo que recopile todos los tipos del misil balístico y crucero de alcance medio de los países que poseen. Una base de datos facilita la selección adecuada evitando la confusión entre ellos. También, aumenta la eficacia para realizar la selección con mayor rapidez y agilidad debido a

la simplificación de estos, a su vez, mejorar la seguridad de los datos que almacenamos del mismo tipo.

2.5 CRITERIOS DE SELECCIÓN

Los criterios de selección se establecen según el alcance del proyecto, teniendo en cuenta los recursos disponibles tanto las herramientas de diseño y simulación. Estos criterios se establecieron para no salir del cronograma del proyecto. Así mismo, limitar el rango de alcance del misil, ya que, existe variedad de rangos. A continuación, se muestra una lista de criterios de selección:

1. Simplicidad en el diseño
2. Alcance medio
3. Velocidad supersónica
4. Misil en servicio

A partir de la base de datos de los misiles (ver anexo 1) se extraen tres diferentes tipos tales como Ghauri, Shahab-3 y Agni II, cuáles son los candidatos para la selección que cumplen con los requerimientos del proyecto. Se escogieron estos misiles para una mejor selección comparando sus principales ventajas y desventajas, ya que, en la base de datos existen 56 tipos de armamentos y es complejo analizarlos todos en general. Se realiza una breve descripción de cada uno de los tres misiles, por ende, como resultado se obtiene una tabla de comparación con sus principales características. La tabla 6 nos facilita para un análisis y la selección del armamento.

En la tabla 6 se puede observar tres tipos de misiles con sus respectivas descripciones, estos fueron rescatados de la base de datos porque son más conocidos en el campo de la balística, por ende, se evalúa con los criterios de selección. Además, teniendo en cuenta las limitaciones en la búsqueda de información y herramientas de trabajo. Toda la información de los misiles fue adquirida de la página missile.index en donde se encuentra la misión y el país que desarrolla [16].

Tabla 6: Descripción de misiles

Misil	Descripción
Hatf V	El Hatf V "Ghauri" es un Misil Balístico de Medio Alcance (MRBM), actualmente está en servicio en Pakistán, su velocidad máxima es de 123 m/s, en cuanto a la geometría tiene una simplicidad en su diseño. Este tipo de armamento fue diseñado por Defense Complex (NDC) supervisada por la National Engineering and Scientific Commission (NESCOM) del país de Pakistán. [17]
Shahab-3	El Shahab-3 es un misil balístico de medio alcance (MRBM), cuenta con una velocidad máxima de 2,4 km/s y tiene una geometría sencilla, es decir cuenta con una simplicidad en su diseño. Shahab-3 fue desarrollado por Irán en 1998 y actualmente es operado por el Cuerpo de la Guardia Revolucionaria Islámica (IRGC) [18]

Agni II	Misil balístico de propulsión sólida de dos etapas y de alcance medio. Alcanza una velocidad supersónica de 10 mach. La geometría del misil es difícil de diseñar por las etapas que componen. El estado del misil está en servicio desde el 2004. Fabricado por Bharat Dynamics Limited (BDL), India. Actualmente posee este país.
---------	---

2.6 ESPECIFICACIÓN

Tabla 7: Especificaciones de los misiles

	Shahab-3 [18]	Hatf V [19]	Agni II [20]
Tipo	Misil Balístico de alcance Medio (MRBM)	Misil balístico de alcance medio (MRBM)	Misil balístico de alcance medio (MRBM)
Función	Superficie-Superficie	Superficie- Superficie	Superficie- Superficie
Ojiva	Estratégico	Estratégico	Estratégico
Longitud	15.86 m	15.9 m	20.0 m
Diámetro	1.25 m	1.35 m	1.30 m
Peso de lanzamiento	19 000 kg	15 850 kg	16 000 kg
Carga útil	800 kg	700 kg	1 000 kg
Rango operacional	1000-2000 km	1.250 - 1.500 km	2000-3500 km
Altitud de vuelo	400 km	350 km	230 KM
Sistema de guiado	Sistema de navegación inercial	Sistema de guía inercial (IGS)	sistema de navegación inercial con giroscopio láser de anillo y con guía satelital GPS/NavIC
Velocidad máxima	7 Mach	2.7 Mach	11 Mach
Estado	Operacional	Operacional	Operacional
Propulsión	Líquida	Líquida	Sólido

En la tabla 7 se muestran las especificaciones extraídas desde la base de datos que finalmente se evalúa a detalle con los criterios de selección elaborados por los autores del proyecto de grado. El Shahab-3 es el tipo de misil que más se adecua a los criterios de selección por su simplicidad en el diseño, de rango medio que alcanza una velocidad hipersónica y un misil en servicio. Además, el misil Ghauri era otro de los candidatos por su simplicidad en el diseño, pero no se tuvo en cuenta por no cumplir con uno de los criterios, porque, tiene una baja velocidad. Para la familiarización de los misiles como Shahab 3, Hatf V y Agni II se muestra en la figura 12, 13 y 14, respectivamente.



Figura 12: Shahab 3 [21]



Figura 13: Hatf V [19]



Figura 14: Agni II [22]

2.7 DEFINICIÓN DEL MISIL

Al elaborar la base de datos del misil se puede dar cuenta que existen armamentos con características diferentes en cuanto a la geometría, que dificulta obtener un promedio de las medidas del misil para su posterior diseño. No sería adecuado trabajar con el promedio de las medidas ya que al ser viable el proyecto de investigación y si alguna institución quiere implementar los VG necesitaría un misil con estas medidas, entonces se fabricaría un misil, que posteriormente ocasionaría un costo adicional en la manufactura del armamento. Por esta razón, se hace un diseño réplica del misil shahab 3 para implementar los VG en un armamento ya existente, que evitaría el costo adicional en la manufactura de este. Solo se tendría un costo adicional en cuanto a la manufactura del VG. La aproximación del diseño real al diseño replica no se puede indicar que es idéntica ya que es muy complejo encontrar los planos con las medidas exactas de estos vehículos o armamentos, además existen diferentes variantes con las características diferentes que dificulta el diseño. Por esta razón se trabaja con un misil base que facilite el diseño, como es en este caso la geometría del misil shahab 3 es relativamente sencilla, para hacer la comparación visual en la figura 8 se muestra la imagen real y la réplica para la investigación.

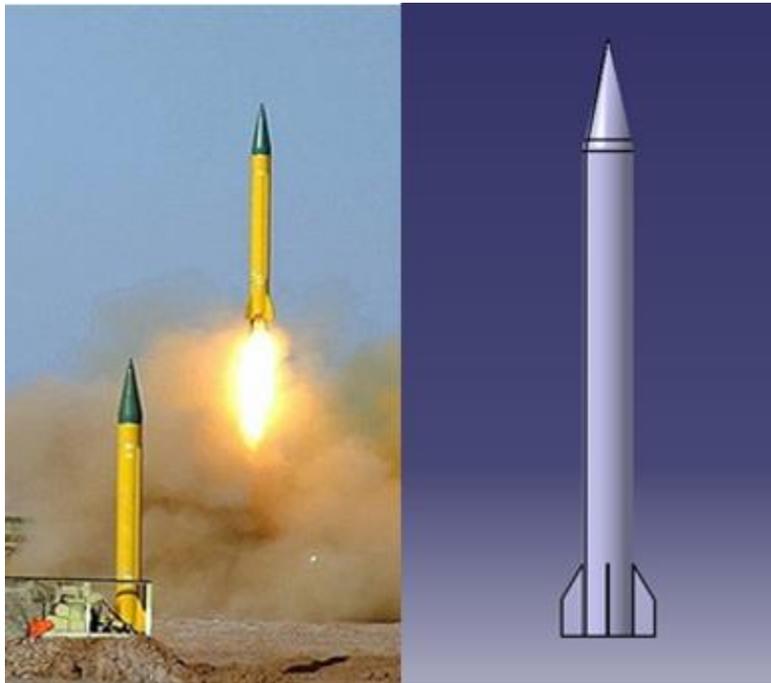


Figura 15: Comparación del misil real [18] vs réplica

Se observa en la figura 15 que el modelo base es relativamente sencillo en cuanto al diseño y la configuración geométrica. Se escogió el misil Shahab 3 a partir de una base de datos como producto de la investigación exhaustiva. Toda la investigación se realizó para no tener problemas en el proceso de la investigación, ya sea, por la ausencia de información del misil o no contar con las herramientas de trabajo disponible. Como análisis de esta investigación del modelo se llega a este misil shahab 3, el diseño no es al 100% realista, pero se puede trabajar con el modelo. El diseño realizado se acerca al diseño real debido a que la geometría no es tan compleja y se necesita poca información de medidas, de esta forma se garantiza que el modelo es óptimo para la investigación.

En la actualidad los países latinoamericanos adquieren y programan prototipos de los misiles balísticos de corto y medio alcance, este trabajo es enfocado a los países latinoamericanos ya que la investigación se realiza en un país latino.

2.7.1 SHAHAB 3

El Shahab 3 es un misil balístico de alcance medio, de combustible líquido. Fue desarrollado por Irán basado en Nodong-1. Tiene un alcance de unos 1300km. Existen muchas variantes de Shahab 3 sufriendo varias modificaciones del misil original. Por ejemplo, el Shahab 3 original tenía un cono de forma cónico estándar, mientras las variantes emplean un cono nasal en forma de biberón como se muestra en la figura 16.

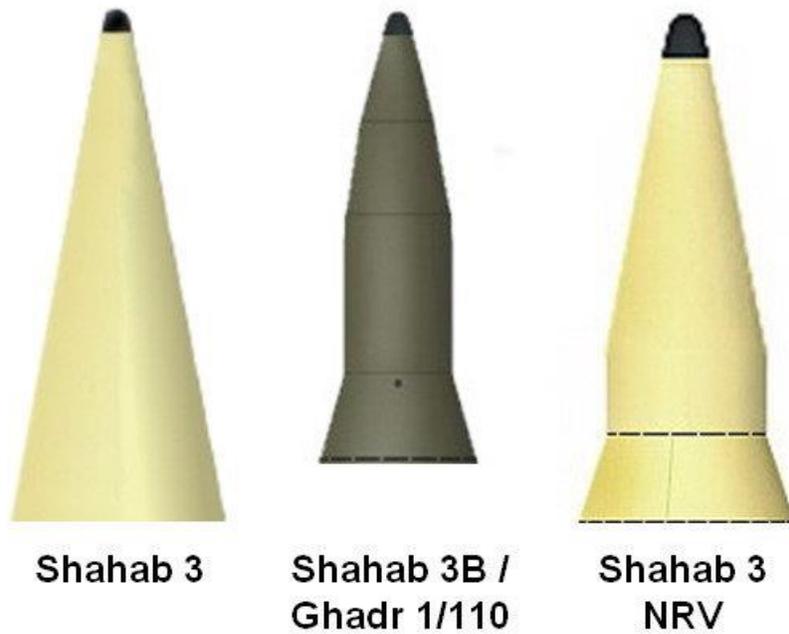


Figura 16: Variantes de Shahab 3 [23]

2.7.2 PLANO DEL MISIL BASE

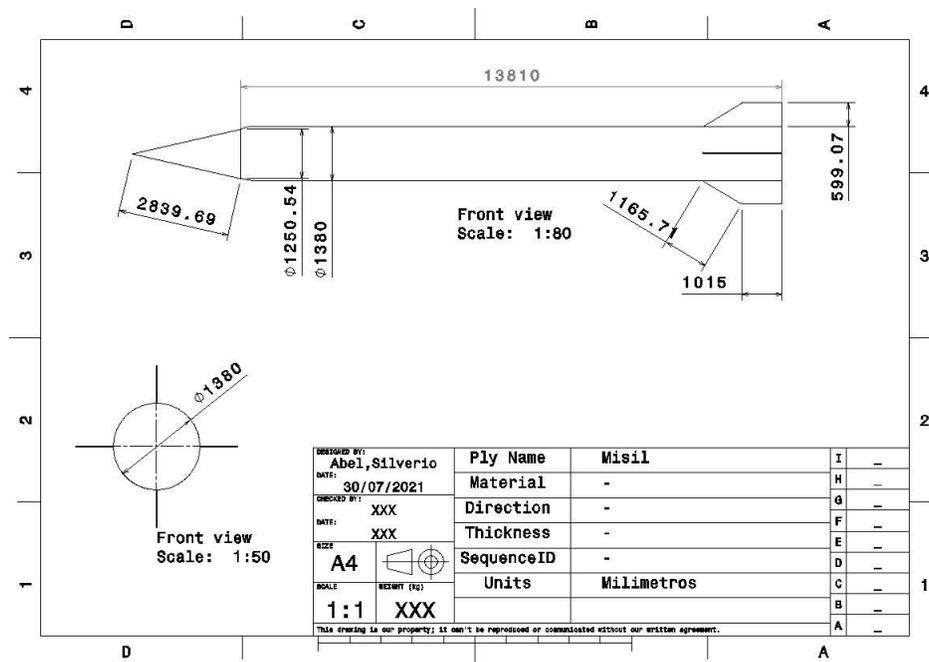


Figura 17: Plano del misil base

3 CAPÍTULO 3 SELECCIÓN DEL TIPO Y POSICIÓN DEL GENERADOR DE VÓRTICE

A partir de la revisión del estado del arte de los generadores de vórtice se tiene en cuenta la velocidad del objeto en movimiento. Según las velocidades se han empleado diferentes tipos y tamaños de los generadores de vórtice. Esto mayormente depende del tipo de flujo alrededor del cuerpo. Hasta el momento los VG todavía no han sido utilizado en los misiles, por ende, se busca evaluar los efectos que este genera.

Los generadores de vórtice se pueden usar para diversos fines, como cambiar las características de pérdida, reducir las velocidades de despegue y aterrizaje e incluso reducir la resistencia. Todos estos efectos resultan del hecho de que los VG ayudan a controlar y alterar la capa límite sobre una superficie [24]. En el caso de la presente investigación, se evalúa el efecto del VG en un misil existente como el Shahab 3.

Existe una base de datos de generador de vórtice que contiene los tipos y formas existentes como se muestra en el anexo 2. La cual fue recopilada de diferentes artículos para reunir en un solo archivo. Fue importante crear una base de datos para identificar las características geométricas y las velocidades de operación, ya que, un VG de baja velocidad no puede operar a altos números del Reynolds porque la integridad estructural se puede dañar y no serviría el desempeño en el misil a altas velocidades.

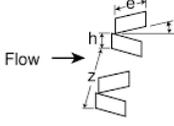
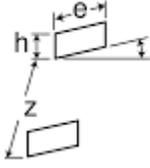
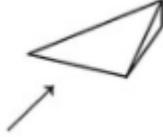
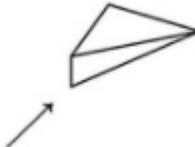
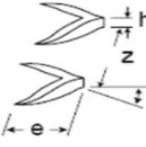
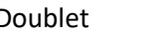
3.1 CRITERIO DE SELECCIÓN

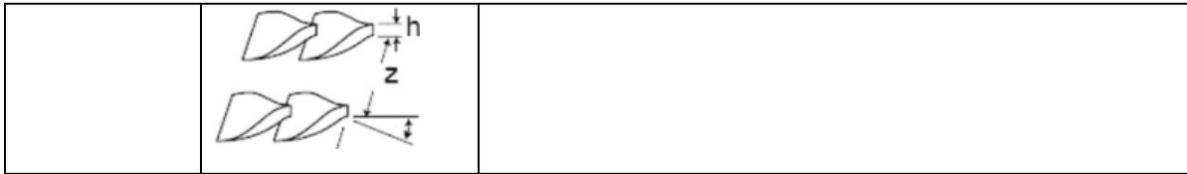
A partir de base de datos de los tipos de generador de vórtice se realiza una tabla con los criterios de selección con la finalidad de seleccionar un dispositivo adecuado para un flujo hipersónico, que reduzca el arrastre extra en la aplicación de los misiles y a la vez sea una geometría fácil de diseñar. También el dispositivo debería ser resistente por su grosor, densidad y firmeza, es decir, robusto. Por ende, se crea una lista con los criterios que deberían cumplir los generadores de vórtice. Como resultado se obtiene la matriz morfológica de los tipos de generador de vórtice con sus respectivas descripciones esta muestra en la tabla 8. Los criterios de selección se muestran en la siguiente lista:

1. Diseño sencillo (fácil de diseñar)
2. Área frontal pequeña
3. Robustez del generador de vórtice
4. El desempeño del VG a un flujo supersónico

3.2 TIPOS DE GENERADOR DE VÓRTICE

Tabla 8: Tabla de matriz morfológica de los tipos de VG.

Tipos de generador de vórtice		Descripción
Paletas	Contrarrotantes 	La geometría es fácil de diseñar, el área de contacto con el flujo es bastante grande, no es tan robusto y el desempeño a velocidades supersónicas no es buena, ya que, genera mucho arrastre
	Co - rotativos 	
Wedge/Rampa	Hacia delante 	En cuanto a la geometría es sencillo diseñarlo, el área de contacto es menor, es robusto debido a que está conformado por una sola pieza. Estos dispositivos se pueden considerar micro generadores y son implementados para flujos supersónicos, por ende, el desempeño es buena ya que reduce el arrastre.
	Hacia atrás 	
Wheeler	Wishbone 	Difícil de diseñarlo por su geometría compleja, área de contacto pequeño, es robusto por conformar de una sola pieza, pero el desempeño a velocidades supersónicas no es bueno.
	Doublet 	



3.3 FORMA DE GENERADOR DE VÓRTICE

El tipo paleta de VG tiene formas más comunes tal como se muestra en la figura 18.

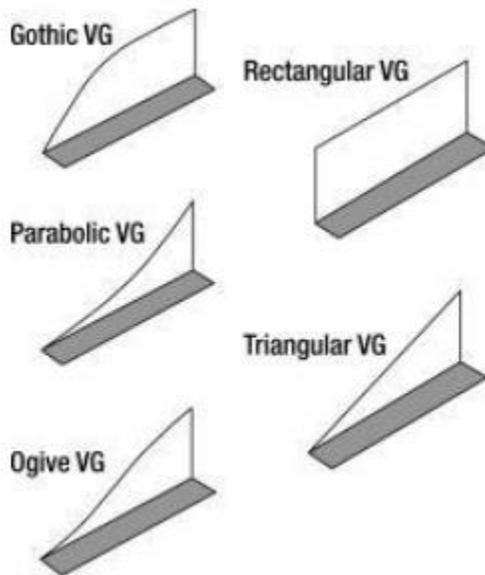


Figura 18: Formas de generador de vórtice [25]

3.4 DEFINICIÓN DEL GENERADOR DE VÓRTICE

El análisis a la cual se llega después de elaborar la matriz morfológica con los tipos de generador de vórtice teniendo en cuenta los criterios de selección es lo siguiente: el tipo vane o paleta de VG generalmente se ve en los aviones y helicópteros por su gran desempeño a bajas velocidades ya que a altas velocidades genera un arrastre grande. Además, podría ser débil estructuralmente al ser un dispositivo de un espesor delgado. Es así, que el tipo de generador de vórtice que cumple con los criterios de selección es el tipo wedge forwards (rampa), por ende, se selecciona este tipo de dispositivo por sus principales ventajas.

3.4.1 WEDGE(RAMPA)

Las características de flujo de los generadores de vórtice tipo rampa orientados hacia adelante tiene tres dimensiones diferentes tales como la longitud, altura y el ancho. La geometría aproximada del dispositivo se puede ver en la figura 11.

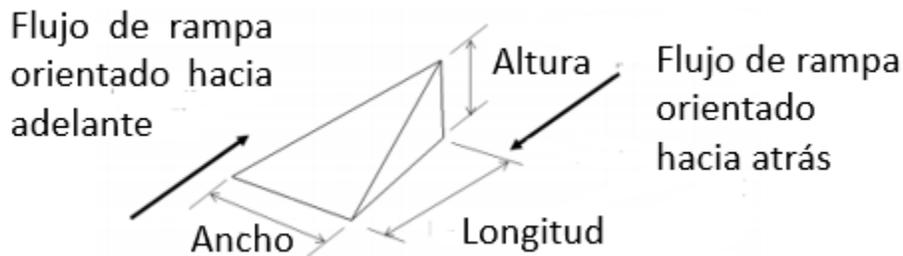


Figura 19:Diagrama de geometrías del generador de vórtices [26]

3.4.2 DISEÑO DEL GENERADOR DE VÓRTICE

En esta sección se utilizará algunas ecuaciones proporcionadas anteriormente. Estas ecuaciones tienen algunas limitaciones, ya que, con mayor frecuencia rigen para los aviones, pero servirán como una buena estimación para diseñar los VG del misil.

En primer lugar, se debe determinar la forma del VG, ya que, existen muchas de ellas que se utilizan en aviones en la actualidad. Antes de diseñar los VG que serán acoplados al misil, se determina en qué número de Reynolds operará, para ello se debe realizar cálculos mediante la ecuación 2, para lo cual se toma algunos datos del misil como la velocidad de operación y la longitud característica.

datos:

$$v = \frac{2400m}{s}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$\mu = 1.7894 * 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m.s}}$$

$$x = 1.25m$$

A continuación, se calcula el Reynolds de transición.

$$R_{e_t} = \frac{\frac{2400m}{s} * 1,225 \frac{kg}{m^3} * 1.25m}{1.7894 * 10^{-5} \frac{kg}{m.s}}$$

$$R_{e_t} = 2.1 * 10^8$$

Por efectos adversos en la integridad estructural del VG las formas clásicas implementadas en la aviación e industria eólica, al ser de baja velocidad no se tienen en cuenta, ya que, la velocidad a la cual trabaja el misil es muy alta, sobrepasando el número de mach, por ende, se trabajó con el tipo wedge.

A continuación, se determina la altura de los VG. Los VG funcionan para controlar la capa límite, por lo tanto, son más efectivos dentro de la capa límite. En aviones de aviación general y de pasajeros suelen tener una altura del 80% de la capa límite laminar justo antes del punto de transición laminar a turbulento en el ala. Para calcular la altura de la capa límite en el punto de transición se usa la ecuación 1:

$$\delta = \frac{0.16 * 1.25m}{\sqrt[7]{\frac{1.225m}{kg^3} * \frac{2400m}{s} * 1.25m}} \sqrt{1.7894 * \frac{10^{-5}kg}{m.s}}$$

$$\delta = 0.013019m$$

$$\delta = 13mm$$

El espesor de la capa limite es aproximadamente de 13mm, lo cual, la simulación se hizo con las medidas inferiores y superiores al espesor de la capa límite para ver los efectos en el comportamiento del flujo.

Para el presente trabajo se diseñó el generador tipo wedge teniendo en cuenta los cálculos realizados del espesor de capa limite. La altura del generador de vórtice debe ser cercano a éste. Al diseño final del VG se llega variando las medidas de altura, longitud y el ancho, desde medidas iniciales. A continuación, se presenta la descripción de los pasos realizados que condujeron al diseño final del dispositivo. En primer lugar, se varia la altura del VG teniendo en cuenta el espesor de la capa limite, estas medidas están por debajo y encima del grosor. Esta variación de la altura se realiza con la finalidad de observar los efectos aerodinámicos en el misil. Inicialmente las medidas tanto como el ancho y largo del generador de vórtice se tomó como referencia de un artículo de investigación, el ancho y largo del dispositivo fue de 20 y 24mm, respectivamente. las medidas iniciales de altura fueron de 11, 13 y 14mm, que están en los límites inferiores y superiores. Posteriormente, escogiendo la altura adecuada del VG que mejor desempeño tiene en la reducción del arrastre, varia la longitud del dispositivo con valores inferiores y superiores a 24 mm. Así mismo

se escoge con la mayor reducción de arrastre para ya finalmente encontrar el mínimo arrastre con el ancho adecuado. A continuación, se muestra la imagen del diseño y el plano del VG en la figura 20 y 21, respectivamente.

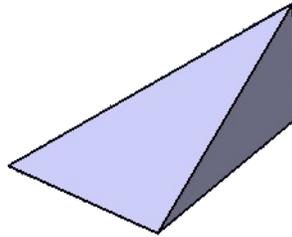


Figura 20: Diseño del generador de vórtice. Elaboración propia

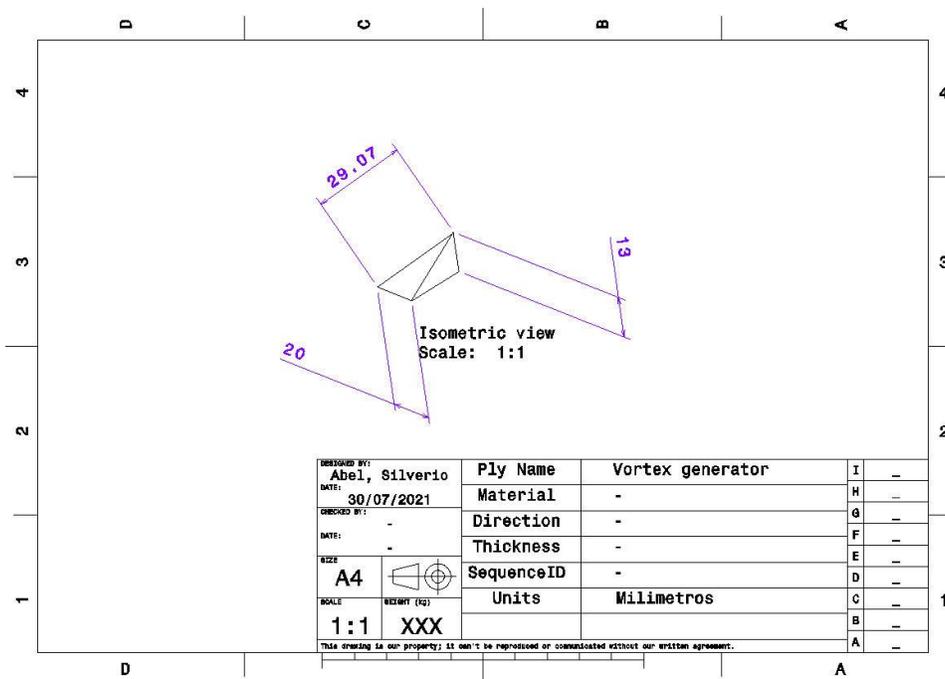


Figura 21: Plano del generador de vórtice

3.4.3 UBICACIÓN DEL VG

Se evaluará el desempeño de los micro generadores de vórtice en dos posiciones diferentes, cercano a la ojiva y en el medio del fuselaje. A partir de la teoría, se seleccionó estas posiciones debido a que se busca evitar la separación de flujo de la superficie del misil. En los cuerpos que tienen un cambio brusco en la geometría ocurre la separación del flujo, por ende, se seleccionó la parte frontal ya que después de la ojiva existe un cambio en la geometría como se muestra en la figura 23. Mientras a lo largo del fuselaje, el flujo pierde energía entonces se escogió la parte central para energizar el flujo como se muestra en la figura 24. La separación de flujo genera un arrastre, esto a la vez depende de la geometría del objeto inmerso en el flujo como se observa en la figura 22.

Shape	Drag Coefficient	Shape	Drag Coefficient
Sphere	0.47	Long Cylinder	0.82
Half-sphere	0.42	Short Cylinder	1.15
Cone	0.50	Streamlined Body	0.04
Cube	1.05	Streamlined Half-body	0.09
Angled Cube	0.80		

Figura 22: Coeficiente de arrastre según la forma geométrica a bajas velocidades [27]

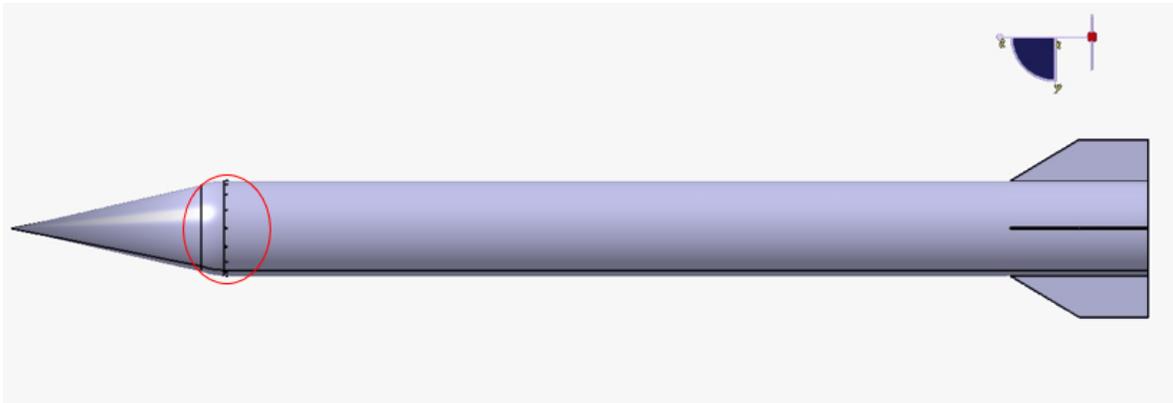


Figura 23: Posición de VG en la parte frontal

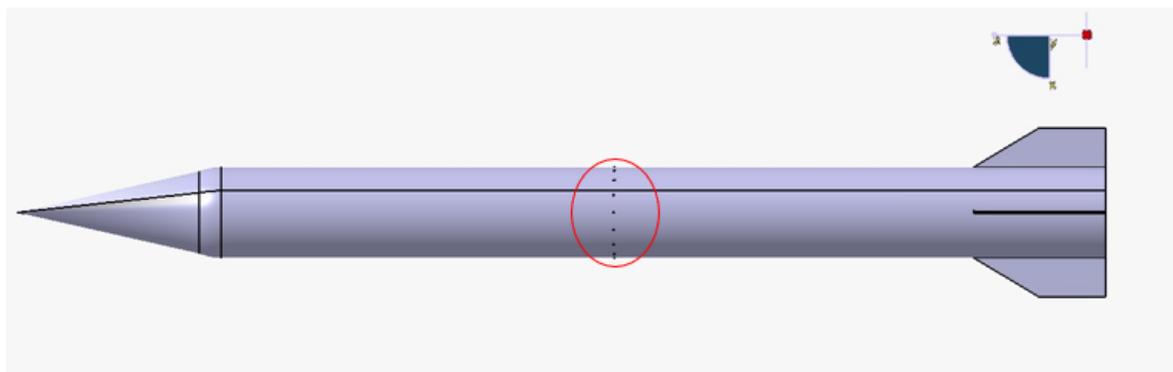


Figura 24: Posición de VG en la parte central

Ahora se puede calcular la posición de los VG alrededor del fuselaje. A continuación, se toma como referencia los conceptos de la capa límite en un ala. Los VG se deben colocar junto antes de la transición laminar a turbulenta de la capa límite de un ala. Este punto de transición se encuentra

aproximadamente al 16% hacia atrás en la cuerda del ala desde el borde de ataque. Por lo tanto, el VG en el misil se coloca al 16% del fuselaje hacia atrás después de la ojiva, justo en frente de la transición de capa límite laminar a turbulenta.

El paso final es diseñar los generadores de vórtice y unirlos al misil. Si en caso, de ser un dispositivo útil para la reducción del arrastre sería necesario implementar en la mayoría de los misiles para mejorar su desempeño, entonces debemos de conocer los procesos de manufactura, materiales, peso que añade al misil, entre otros. Por lo tanto, en la sección de manufactura de VG se habla con más detalle.

3.5 MANUFACTURA DEL GENERADOR DE VÓRTICE

3.5.1 MÉTODO DE MANUFACTURA

En la industria de la aviación y automotriz, la función principal del VG es reducir la resistencia aerodinámica de la forma más simple y económica, por ende, en este proyecto de investigación se trata de acoplar en un misil para ver los efectos aerodinámicos. Se induce que al implementar el dispositivo en un misil puede reducir el arrastre, por eso, se pensó desde el inicio de la investigación mejorar o reducir de manera eficiente la fuerza de arrastre sin incrementar el peso del combustible, evitando el rediseño del motor o el misil. Al ser un vehículo que viaja por el aire por la propulsión de sus motores y utilizando la inercia, debe tener un peso ligero, esto implica que el VG debe ser de material ligero y resistente. Es así, los materiales adecuados o tentativos son los compuestos son livianos y tiene alta resistencia mecánica. En la actualidad existen dos métodos para producir productos con materiales compuestos, pre-impregnado en autoclave e infusión de resina al vacío [28].

El método más recomendado y usado en las industrias debido a su sencillez y económica es el método de infusión de resina al vacío. En la figura 25 se muestra el proceso de impregnación. en este caso tratándose de un vehículo que viaja a altas velocidades se recomienda usar el método de pre-impregnado en autoclave, para evitar desprendimientos o desgaste del producto durante el desempeño [29]. El material adecuado que cumple con los requerimientos del diseño en cuanto a la resistencia mecánica y la ligereza es la fibra de carbono.

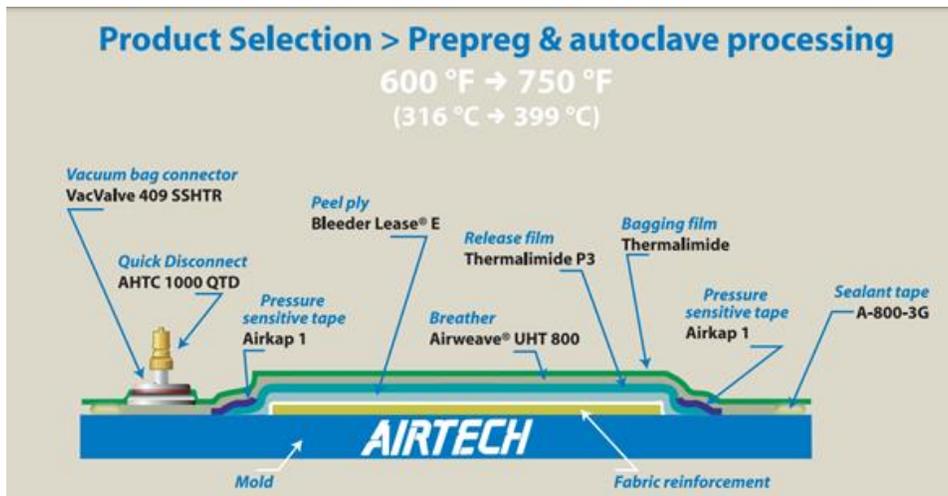


Figura 25: preimpregnación y el proceso de autoclave [30].

Airtech es una empresa que ofrece una amplia gama de materiales para envoltura al vacío y equipos requeridos para el curado en autoclave y horno.

3.5.2 ENSAMBLAJE DEL MODELO

El método más adecuado para acoplar sin perder la rigidez del VG, es realizar un molde de una placa delgada donde estén montados los generadores como se puede observar en la figura 26. Además, facilita el ensamblaje, al tener mayor área de contacto se recomienda ensamblar mediante remaches, incorporando un aditivo adecuado que no induzca al desgaste o a la corrosión de los materiales, ya que, el material del fuselaje esta manufacturado con aleación de aluminio.

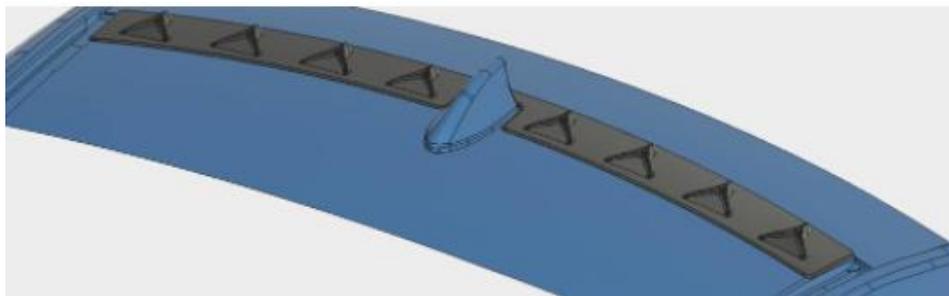


Figura 26: Modelo del VG sobre una placa [29]

3.5.3 PESO AÑADIDO POR VG

Se estima el peso aproximado adicional, que se añade como consecuencia de la implantación de los mecanismos de control de flujo denominado como generadores de vórtice, el peso aproximado se calcula a través de la densidad del material de manufactura del VG y el volumen total de los generadores.

$$w = \rho * V \quad (10)$$

Donde: w es el peso del generador de vórtice, ρ es la densidad del material y finalmente es V es el volumen del generador de vórtice.

En la figura 27 se observa cómo se obtiene el volumen de un generador de vórtice del programa de diseño CATIA.

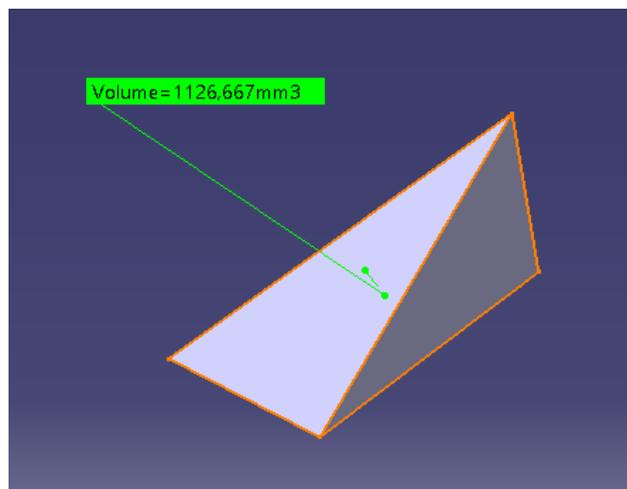


Figura 27: Volumen del generador de vórtice

Utilizando la ecuación 10 se calcula el peso del VG.

$$w = 1460 \frac{Kg}{m^3} * \left(\frac{1126.667}{10^9} \right) m^3$$
$$w = 0.00164 Kg$$

0.00164 kg es el peso que añade cada VG, como en total son 16 VG alrededor del misil el peso también se incrementa llegando a pesar un total de 0.0262 kg. Además, se tiene en cuenta el peso de la placa que es 0.300kg, se propone que la placa sea parte de los generadores. El peso total extra que se añade es de 0.326 kg, se puede deducir que el incremento de peso es insignificante a comparación del peso del misil que es 19000 kg.

4 CAPITULO 4 SIMULACIÓN EN DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONALES

4.1 DESCRIPCIÓN DEL PROCESO

Como primer paso se seleccionó el misil y el generador de vórtice. Shahab 3, fue el misil seleccionado y diseñado en Catia. Una vez obtenida la geometría del misil, se introduce a un software de simulación como ANSYS para alcanzar los objetivos planteados, se realizan tres procesos importantes en el programa de elementos finitos ANSYS tales como el tratamiento de la geometría, mallado y simulación.

4.2 DESIGN MODELER

Se crear la geometría del misil para su simulación en CFD, se hace utilizando el programa Design Modeler que es parte de la plataforma ANSYS en el cual se importa la geometría de Catia en formato .STP y luego se crea la geometría del volumen de control como se muestra en la figura 28. En el volumen de control se simularán los fluidos. finalmente, el resultado que se obtuvo es una geometría con un volumen de control de 10m de largo, 10m de ancho y altura, que en su interior incluye la geometría del misil. Estas medidas se establecieron con la finalidad de cubrir completamente el cuerpo en estudio y poder visualizar el comportamiento del fluido dentro del volumen de control.

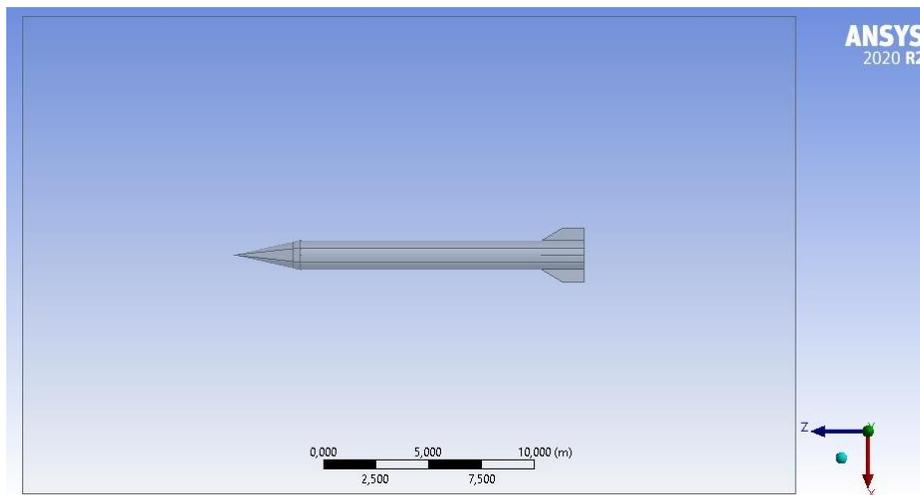


Figura 28: Volumen de control

Details of Enclosure2	
Enclosure	Enclosure2
Shape	Box
Number of Planes	0
Cushion	Non-Uniform
<input type="checkbox"/> FD1, Cushion +X value (>0)	10 m
<input type="checkbox"/> FD2, Cushion +Y value (>0)	10 m
<input type="checkbox"/> FD3, Cushion +Z value (>0)	10 m
<input type="checkbox"/> FD4, Cushion -X value (>0)	10 m
<input type="checkbox"/> FD5, Cushion -Y value (>0)	10 m
<input type="checkbox"/> FD6, Cushion -Z value (>0)	10 m
Target Bodies	All Bodies
Merge Parts?	No
Export Enclosure	Yes

Figura 29: Medidas del volumen de control

En la figura 29 se muestra las medidas del volumen de control en el cual se simularán los fluidos.

4.3 ENMALLADO

Una vez obtenida la geometría, el paso siguiente es realizar el mallado, ver la figura 31. El mallado es una parte esencial del análisis de elementos finitos. Este proceso consiste en dividir la geometría del fluido que rodea al cuerpo del misil en volúmenes pequeños de esta forma facilitar el cálculo y hacerlo más abarcable. Además, se tuvo en consideración las limitaciones del ANSYS ESTUDIANTIL, para estudios de Física de fluidos está permitido trabajar con 512 mil celdas / nodos, superior a este número de celdas el programa no permite resolver el problema [7].

El proceso de mallado es muy complejo debido a que afecta directamente la geometría del fluido que rodea al cuerpo del misil y no se puede mallar de la misma forma todas las geometrías, debido a esto hay parámetros que garantizan la calidad del enmallado, en el problema a estudiar se usa el parámetro Skewness, este parámetro tiene en cuenta la desviación que tiene la malla con la figura geométrica que representa la malla, fijándose en los ángulos de los vértices. los seis colores de Skewness muestra la calidad de mallado que va desde el color rojo que es inaceptable hasta el color azul que representa un excelente mallado. En la figura 30 se muestra los valores de la calidad del mallado. En conclusión, cuanto menor sea el parámetro, mejor será la malla. También se ha utilizado el parámetro Orthogonal Quality, cuanto mayor sea este parámetro, mayor calidad presentará el enmallado.

Skewness mesh metrics spectrum

Excellent	Very good	Good	Acceptable	Bad	Unacceptable
0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.94	0.95-0.97	0.98-1.00

Orthogonal Quality mesh metrics spectrum

Unacceptable	Bad	Acceptable	Good	Very good	Excellent
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00

Figura 30: Calidad del mallado [7]

Acorde a estos parámetros de calidad, el mallado del presente trabajo tiene un Element Quality máximo de 1, lo cual también permite garantizar la calidad del mallado.

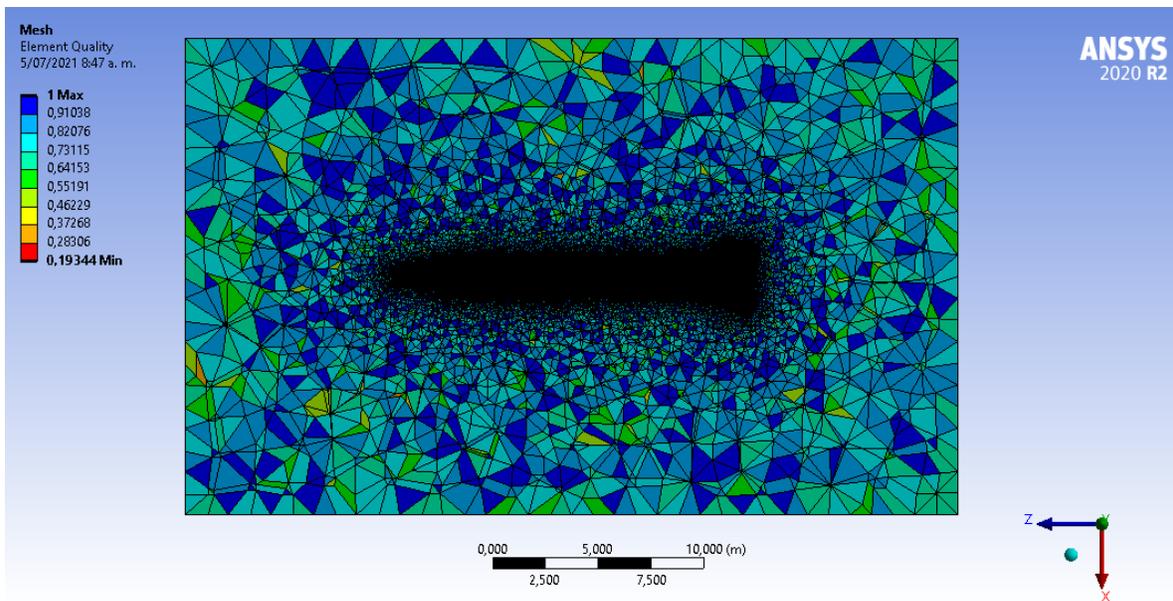


Figura 31: Calidad del mallado del misil.

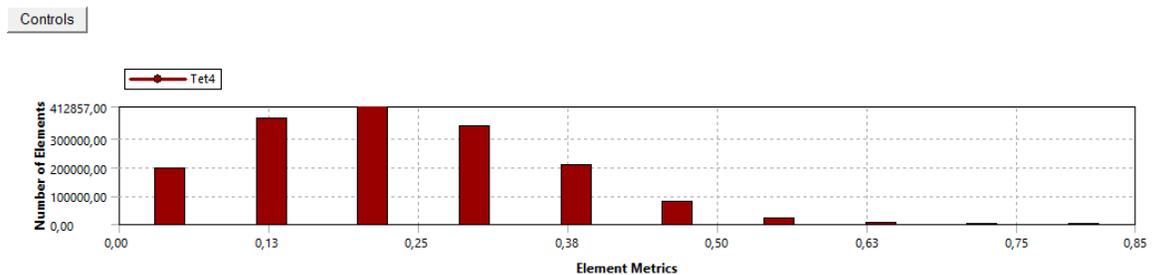


Figura 32: Métrica de parámetro Skewness

El parámetro Skewness se muestra en la figura 32, este cuanto menor sea el parámetro, mejor será la malla, el máximo es 0,84867 y su valor promedio de 0,22972 lo que indica en el espectro de la calidad de malla en la zona aceptable, pero teniendo en cuenta la figura anterior la mayor cantidad de elementos están por debajo de 0,4, dato que está considerado como una calidad muy buena.

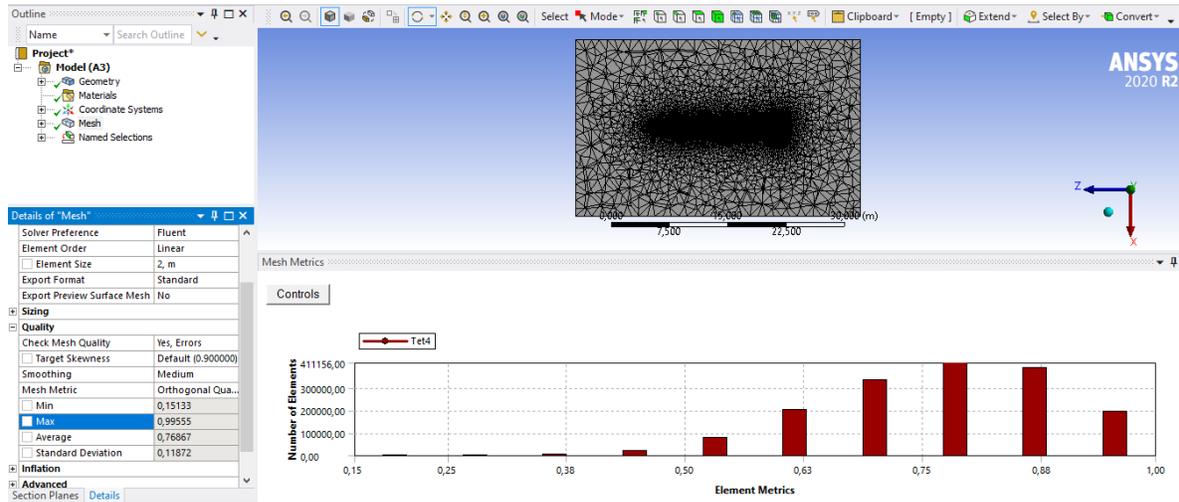


Figura 33: Parámetro Orthogonal Quality

En la figura 33 se observa el parámetro Orthogonal Quality, este cuanto mayor sea este parámetro mayor calidad presentará el mallado, el máximo es 0,99555 y su valor promedio de 0,76867 lo que indica en el espectro de la calidad de malla en la zona excelente, además observando la imagen anterior la mayoría de los elementos de la malla tienen un valor superior a 0,76 provocando así que la calidad de la malla sea considerada como muy buena. Solamente hay alguna celda que se sitúe por debajo de 0,14 que es considerado como una mala calidad.

4.4 MODELOS MATEMÁTICOS DE LA SIMULACIÓN DE FLUJO

El flujo de aire alrededor del misil se modeló utilizando el software comercial de elementos finitos de Ansys Fluent®. El conjunto de ecuaciones resuelto por Ansys Fluent® son las ecuaciones promediadas de Reynolds como se muestran en las siguientes ecuaciones [31].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i U_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial p}{\partial x_j} (\tau_{ij} + \rho \overline{u_i u_j}) + S_M \quad (12)$$

Dónde ρ es la densidad, U es el vector de velocidad, p es la presión, S_M es la fuente de impulso, τ es el tensor de tensión molecular (incluidos los componentes normal y cortante de la tensión) y $\rho \overline{u_i u_j}$ son las tensiones de Reynolds.

Las tensiones de Reynolds deben modelarse mediante ecuaciones adicionales de cantidades conocidas para lograr el "cierre". Las ecuaciones utilizadas para cerrar el sistema definen el tipo de modelo de turbulencia.

En este estudio se aplicó el modelo de turbulencia de transporte de esfuerzo cortante (SST) que es el más adecuado para flujos aeroespaciales con fuertes gradientes de presión y separación adversa. El modelo (escrito en forma de conservación) viene dado por lo siguiente.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \overline{P_k} - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (13)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (14)$$

Dónde k es la energía cinética de la turbulencia, ω es la frecuencia de turbulencia, μ_t es la viscosidad turbulenta. Función de mezcla F_1 es definido por:

$$F_1 = \tanh \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\} \quad (15)$$

Dónde y es la distancia desde el punto de campo a la pared más cercana:

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (16)$$

F_1 es igual a cero lejos de la superficie ($k - \varepsilon$ modelo), y cambia a uno dentro de la capa límite ($k - \omega$) modelo).

La viscosidad turbulenta de remolino se define de la siguiente manera:

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, S F_2)} \quad (17)$$

Dónde $v_t = \mu_y / \rho$, S es la medida invariante de la tasa de deformación y F_2 es una segunda función de mezcla:

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\} \quad (18)$$

Se utiliza un limitador de producción en el modelo SST para evitar la acumulación de turbulencias en las regiones de estancamiento:

$$F_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \rightarrow \widetilde{P}_k = \min(P_k, 10 * \beta^* \rho k \omega) \quad (19)$$

Las constantes para el modelo SST son: $a_1 = 0.31$, $\beta^* = 0.09$, $\alpha_1 = \frac{5}{9}$, $\beta_1 = \frac{3}{40}$, $\sigma_{k1} = 0.85$, $\sigma_{\omega 1} = 0.5$, $\alpha_2 = 0.44$, $\beta_2 = 0.0828$, $\sigma_{k2} = 1$, $\sigma_{\omega 2} = 0.856$

En este estudio se utilizó el modelo de transferencia de calor de energía total que modela el transporte de entalpía e incluye efectos de energía cinética. La ecuación de energía total:

$$\frac{\partial(\rho h_{tot})}{\partial t} - \frac{\partial t}{t} + \nabla * (\rho U h_{tot}) = \nabla(\lambda \nabla T) + \nabla * (U * \tau) + U * S_M + S_E \quad (20)$$

Dónde λ es la conductividad térmica, T es la temperatura, S_E es la fuente de energía h_{tot} es la entalpía total, relacionada con la entalpía estática $h(T, p)$ por:

$$h_{tot} = h + \frac{1}{2} U^2 \quad (21)$$

4.5 FLUENT

Por último, ya teniendo listo la etapa de enmallado, se prosigue con el estudio del problema planteado al inicio del trabajo de grado, que es conocer la fuerza de arrastre que afecta al misil.

Como primer paso se selecciona el tipo de modelo de resolución. Al ser un problema aerodinámico que no tiene en cuenta ninguna influencia de temperatura, se determina usar el modelo SST k- ω , ya que es el modelo que estudia mejores casos referentes a capa límite, además las fuentes y todas las investigaciones realizadas a altas velocidades indican que es un método eficiente en el estudio de alta velocidad [32]. La figura 34 muestran los modelos con sus respectivas descripciones.

Model	Description
Spalart – Allmaras	A single transport equation model solving directly for a modified turbulent viscosity. Designed specifically for aerospace applications involving wall-bounded flows on a fine near-wall mesh. FLUENT's implementation allows the use of coarser meshes. Option to include strain rate in k production term improves predictions of vortical flows.
Standard k-ϵ	The baseline two-transport-equation model solving for k and ϵ . This is the default k- ϵ model. Coefficients are empirically derived; valid for fully turbulent flows only. Options to account for viscous heating, buoyancy, and compressibility are shared with other k- ϵ models.
RNG k-ϵ	A variant of the standard k- ϵ model. Equations and coefficients are analytically derived. Significant changes in the ϵ equation improves the ability to model highly strained flows. Additional options aid in predicting swirling and low Reynolds number flows.
Realizable k-ϵ	A variant of the standard k- ϵ model. Its "realizability" stems from changes that allow certain mathematical constraints to be obeyed which ultimately improves the performance of this model.
Standard k-ω	A two-transport-equation model solving for k and ω , the specific dissipation rate (ϵ / k) based on Wilcox (1998). This is the default k- ω model. Demonstrates superior performance for wall-bounded and low Reynolds number flows. Shows potential for predicting transition. Options account for transitional, free shear, and compressible flows.
SST k-ω	A variant of the standard k- ω model. Combines the original Wilcox model for use near walls and the standard k- ϵ model away from walls using a blending function. Also limits turbulent viscosity to guarantee that $\tau_T \sim k$. The transition and shearing options are borrowed from standard k- ω . No option to include compressibility.
Reynolds Stress	Reynolds stresses are solved directly using transport equations, avoiding isotropic viscosity assumption of other models. Use for highly swirling flows. Quadratic pressure-strain option improves performance for many basic shear flows.

Figura 34: Descripciones del modelo de turbulencia RANS [33]

5 CAPITULO 5 ANÁLISIS AERODINÁMICO

Se realizó la simulación mediante CFD para determinar el comportamiento aerodinámico del misil con el mecanismo pasivo. El objetivo es encontrar el coeficiente de arrastre con diferentes configuraciones de posición tanto frontal y central. Además, a diferentes medidas del generador con el fin de determinar las dimensiones adecuadas que ayuden mejorar el rendimiento del misil.

5.1 CONDICIONES DE FRONTERA

En la tabla 9 se muestra las condiciones de frontera asignada al volumen de control.

Tabla 9: Condiciones de frontera

Nombre de la Frontera	Tipo de frontera	condición
Inlet	Velocity-inlet	$V=2400\text{m/s}$ o $\text{Mach}=7$
Openning	Symmetry	Symmetrical w.r.t. boundary
Wall	Wall	$V=0$
Outlet	Pressure-outlet	-

Para establecer las condiciones de frontera no se toman en cuenta los fenómenos físicos y térmicos de la capa limite porque al volumen de control se asigna condiciones para establecer la entrada del flujo, paredes y salida del flujo. El volumen de control se crea con la finalidad de incorporar la geometría completa del misil, cada lado está a 20m desde el centro del misil, por ende, no se considera los fenómenos físicos y térmicos, ya que, estos fenómenos solo se dan en la capa limite cercana al misil hasta una altura de 13mm.

5.2 EVALUACIÓN DEL MODELO INICIAL: SIN GENERADOR DE VÓRTICE

En esta sección se muestra las imágenes de un misil “limpio” sin generador de vórtice. En las figuras 34 a la 36, nos da una idea de lo que hace el flujo en la superficie del misil. Las imágenes muestran que el flujo en el cambio brusco de geometría alcanza mayor presión y en algunas partes es caótico.

En la figura 35 se muestra la imagen del contorno de presión. Mientras en la figura 36 se visualiza el contorno de velocidad y finalmente en la figura 37 se muestra las líneas de corriente del fluido alrededor del misil balístico sin generador de vórtice. Se realizó un estudio del comportamiento aerodinámico del misil en CFD, específicamente del arrastre. la finalidad de esta simulación es para visualizar la separación del flujo y obtener un resultado numérico del coeficiente de arrastre, que posteriormente se utilizará para hacer una comparación de este mismo. Se hace una recopilación de imágenes de los resultados de la simulación que permite interpretar el comportamiento del

fluido alrededor del misil. Según los resultados, la presión máxima se alcanza en la ojiva del misil por la interacción súbito del objeto y el fluido. Además, se visualiza que la presión mínima está presente al final de la ojiva, exactamente al comienzo del fuselaje por el cambio brusco de la geometría. Mientras en la figura 35, claramente se puede visualizar la separación del flujo al final del misil y una máxima velocidad entre el contacto con la ojiva y el fuselaje principal. En la figura 36 se muestra el movimiento de las partículas del aire en capas sobre el objeto en estudio, en donde, muestra mejor los efectos de la velocidad y el desprendimiento de la capa límite.

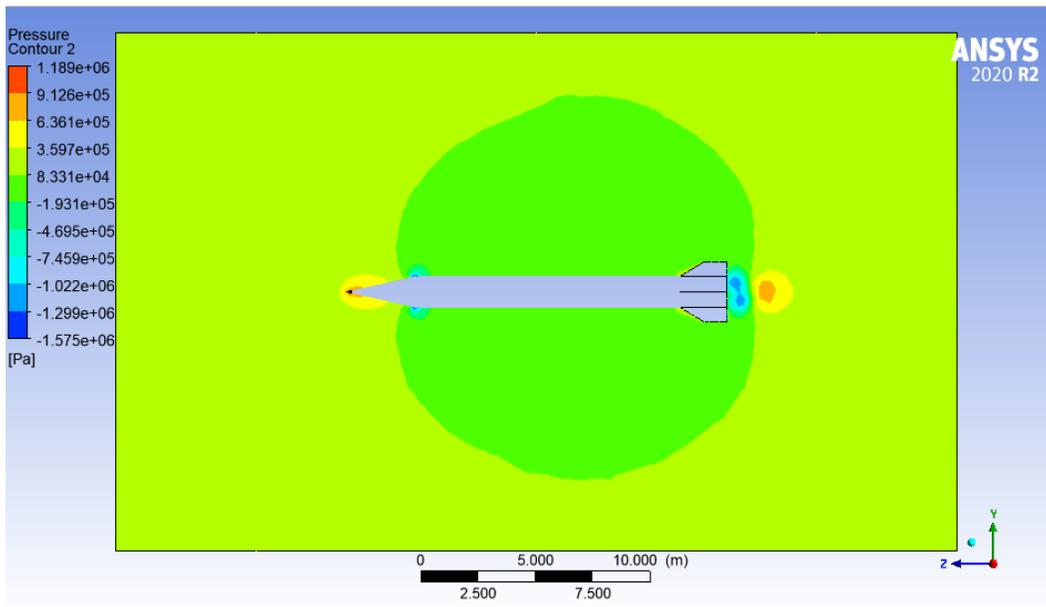


Figura 35: Contorno de presiones

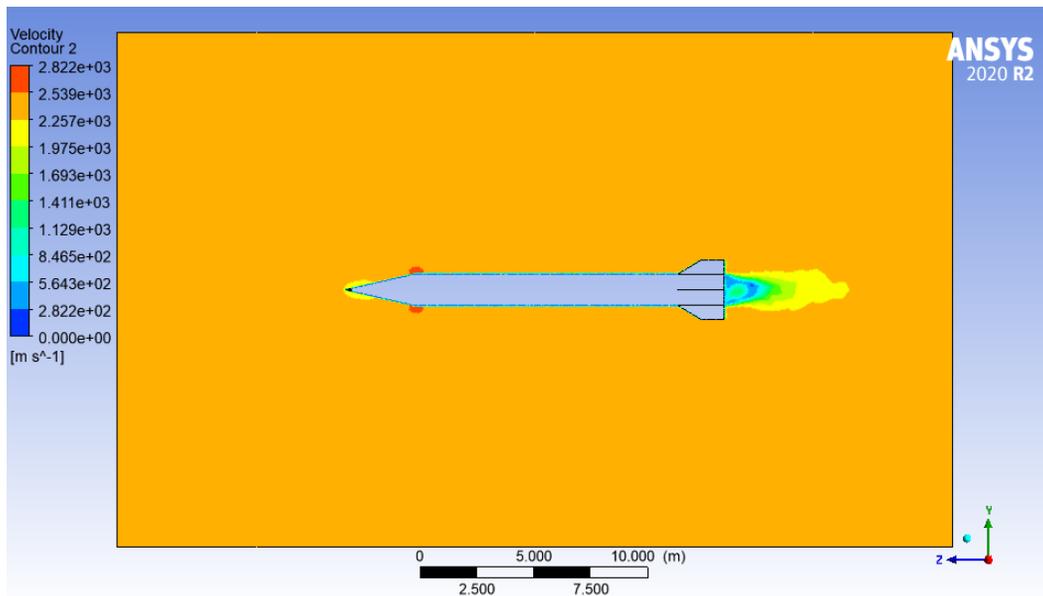


Figura 36: Contorno de velocidad

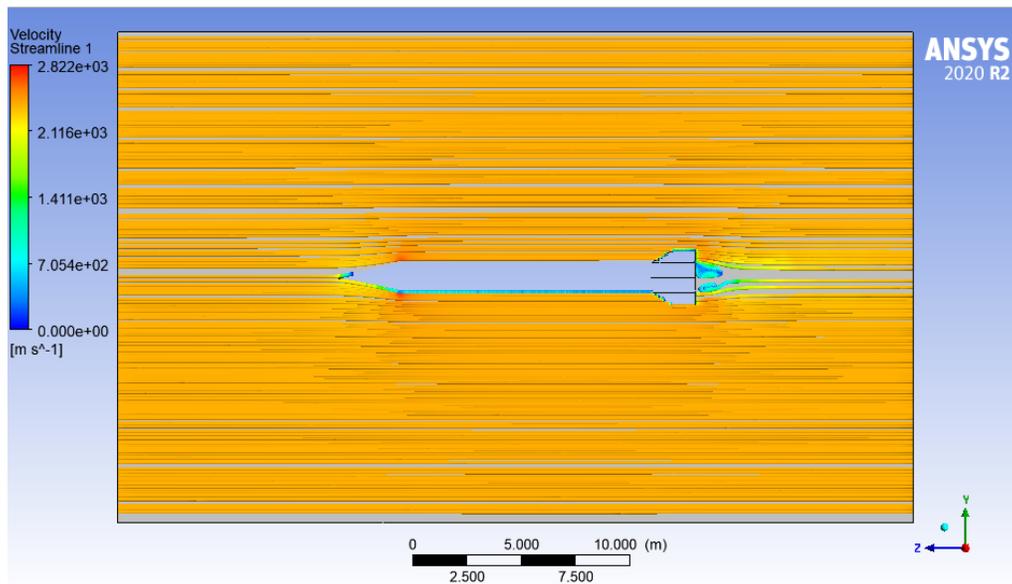


Figura 37: Distribución de velocidad de líneas de corriente

5.3 EVALUACIÓN DEL MODELO FINAL: CON GENERADOR DE VÓRTICE

Se incorpora el dispositivo del control del flujo al misil en dos diferentes posiciones y con alturas diferentes. Esto se realiza con el fin comparar los resultados de la simulación con y sin generador de vórtice, exactamente los coeficientes aerodinámicos del arrastre. los efectos aerodinámicos son

similares a la simulación del misil sin generador del vórtice, a diferencia de que éste estudio ya lleva incorporado los VG's, por ende, los efectos en la variación del coeficiente de arrastre se muestran en la tabla 12, 13 y 14.

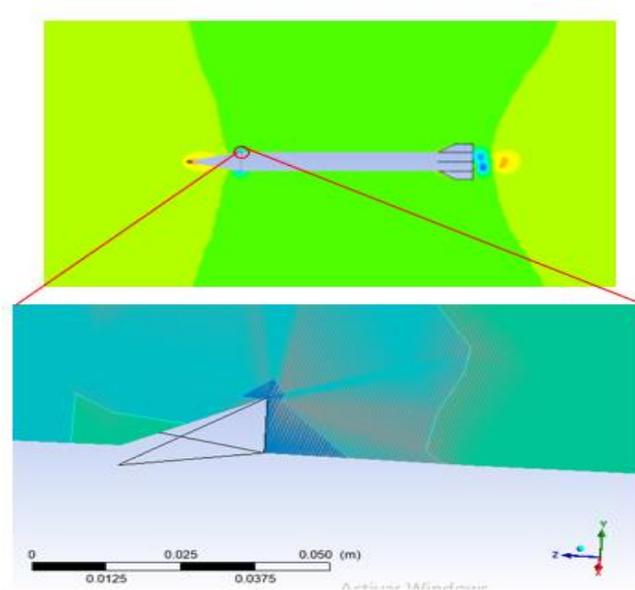


Figura 38: Detalle del contorno de presión alrededor del generador de vórtice

En la figura 38 se muestra la ubicación de generador de vórtices, adaptadas en el misil, como se puede observar los GV están ubicadas en la parte frontal después de la ojiva.

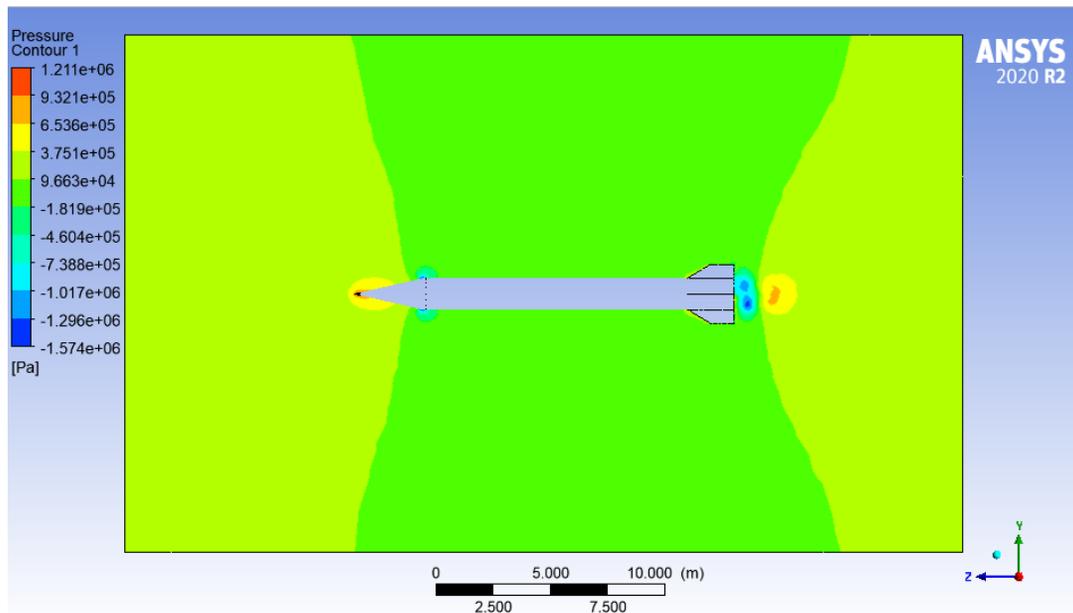


Figura 39: Contorno de presión en el misil con el generador de vórtice

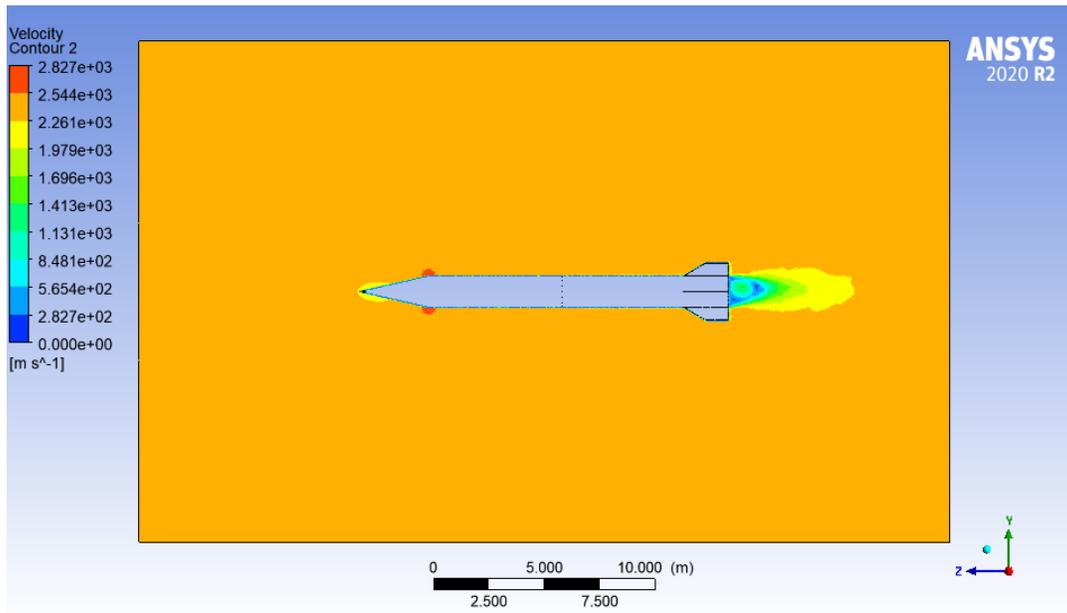


Figura 40: Contorno de velocidad con el generador de vórtice

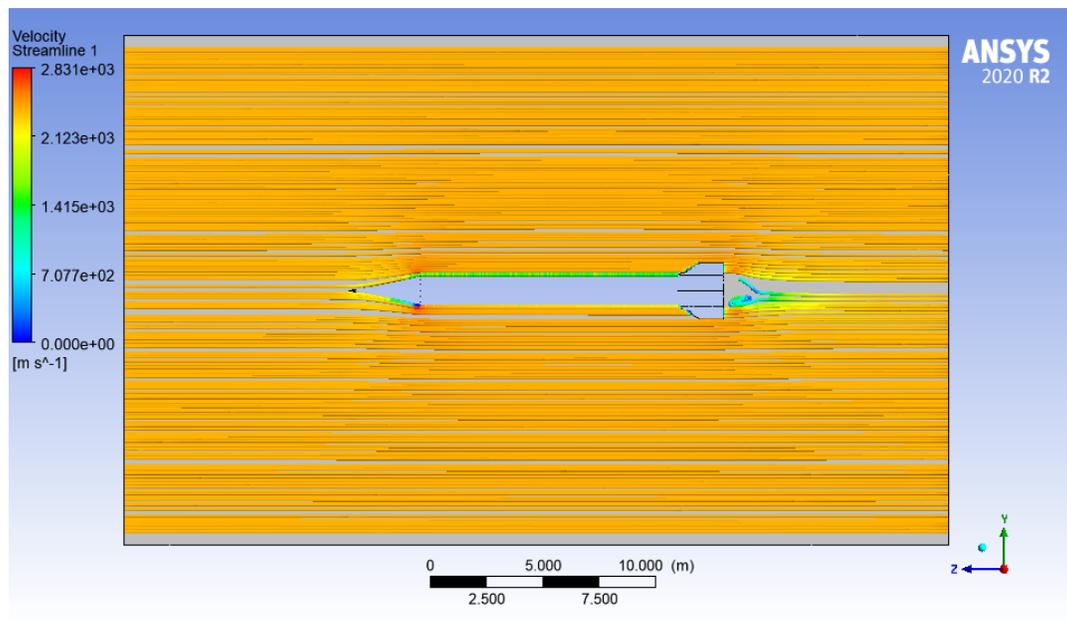


Figura 41: Corriente de aire con VG.

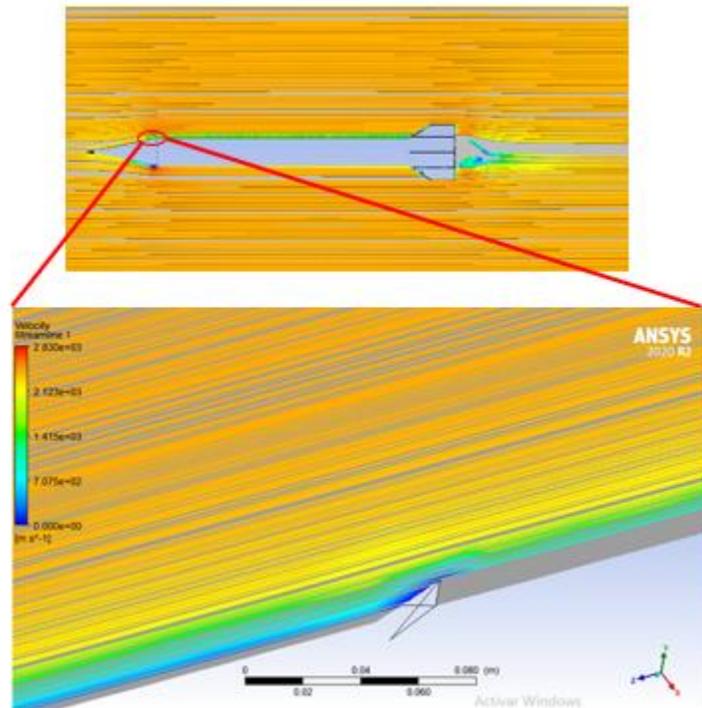


Figura 42: Corriente de aire haciendo zoom al VG

5.4 VALIDACIÓN

Teniendo en cuenta los resultados obtenidos de la simulación del misil con y sin generador presenta el mismo comportamiento de mejora de distribución de presión en las zonas de interés comparado con los resultados del estudio de diseño de generador vórtice para entradas de toma de aire de un misil. El estudio fue realizado por Batuhan Nasuhbeyoğlu como trabajo de grado de máster de ciencias en ingeniería mecánica, donde estudia una forma de obtener un flujo más uniforme al mejorar el flujo en un área de baja energía mediante la implantación de los generadores de vórtice [34].

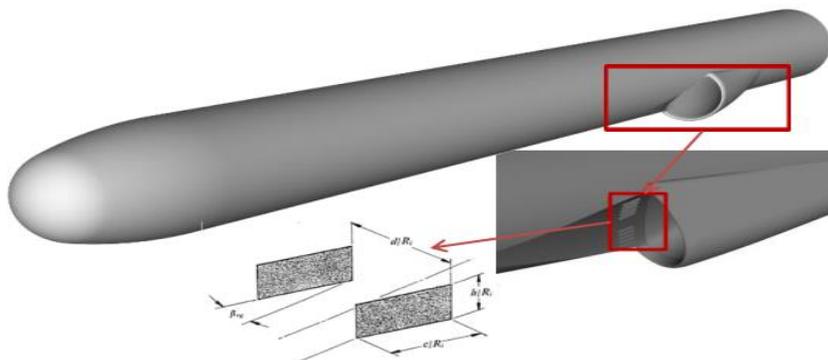


Figura 43: Toma de aire y Generador de Vórtice [34].

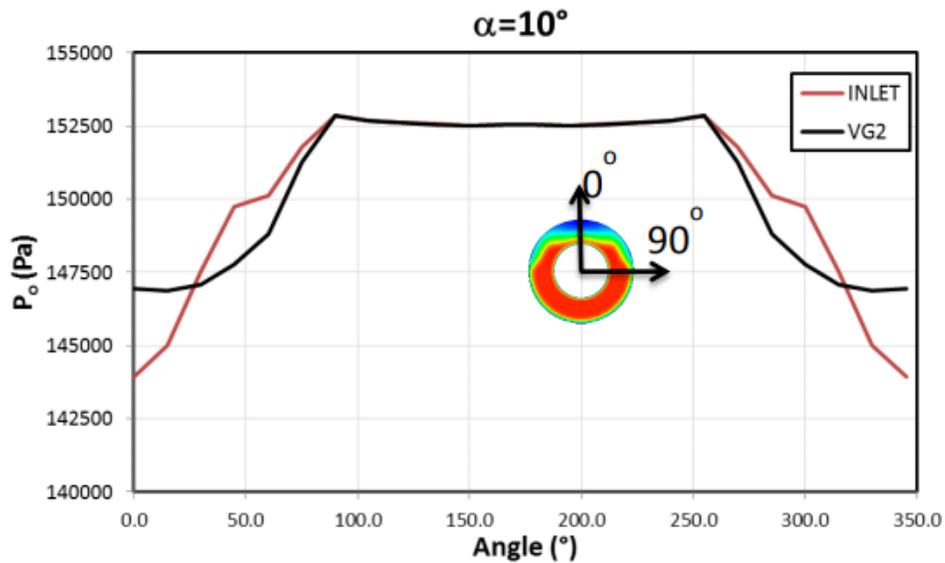


Figura 44: Distribución de presión total promedio a lo largo de la dirección circunferencial en Plano de interfaz aerodinámica (AIP) [34]

La distribución de la presión total promedio a lo largo de la dirección circunferencial en Plano de interfaz aerodinámica (AIP) se representa en la Figura 44. Para un flujo uniforme en AIP, se desea que la distribución de presión total promedio a lo largo de la dirección circunferencial sea cercana entre sí. Los generadores de vórtice no tienen efectos en la región que se encuentra entre 90° y 270°. Por otro lado, el valor de presión total promedio más pequeño aumenta de 142,5kPa a 147kPa a 0°. Aunque los generadores de vórtice disminuyen la presión total promedio entre 25° y 90°, obtienen un flujo más uniforme al mejorar el flujo en un área de baja energía.

El estudio de diseño de generador vórtice para entradas de toma de aire de un misil se relaciona con el presente trabajo en la disminución de la presión total al implementar el VG, se ve el mismo comportamiento de disminución del arrastre como se muestra en la figura 47. En ambos casos de estudio, al implementar el generador de vórtice se obtiene mejoras en las características aerodinámicas reduciendo tanto la presión y el arrastre.

6 CAPITULO 6 ANÁLISIS DE RESULTADOS

6.1 INDEPENDENCIA DE MALLA

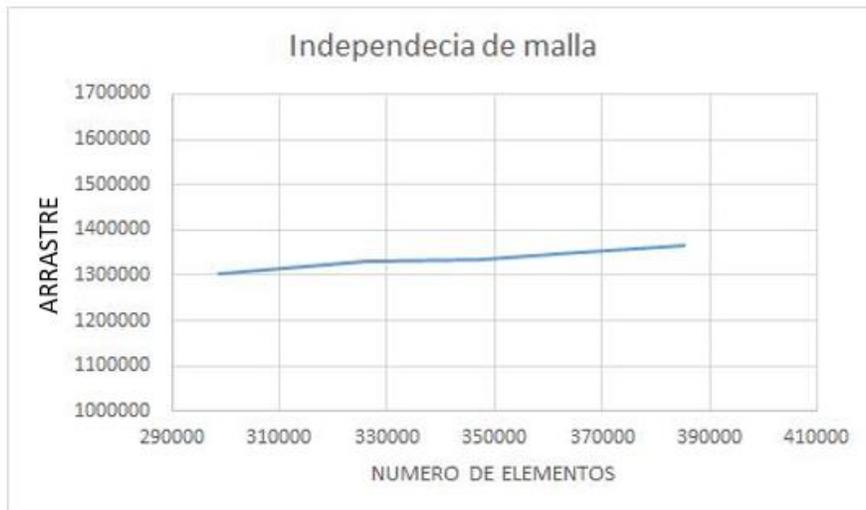


Figura 45: Drag vs Número de elementos por malla. Fuente: autores

En la gráfica 45 se muestra la variación de los resultados en función del número de elementos, se observa que la simulación tiene 385000 elementos, para esta cantidad se tuvo en cuenta las limitaciones del ANSYS académico. Esto representa que los resultados de la simulación tienen una pequeña variación, por ende, el cambio o la variación del arrastre es mínimo, como se puede observar en la figura anterior a una cantidad entre 330000 hasta 350000 es estable el comportamiento, a partir de este número de elemento hay un ligero incremento, se concluye que a más número de elementos la simulación aparte de que demore y sea más pesada, se acerca más al comportamiento real, con el cambio mínimo del valor de la fuerza de arrastre.

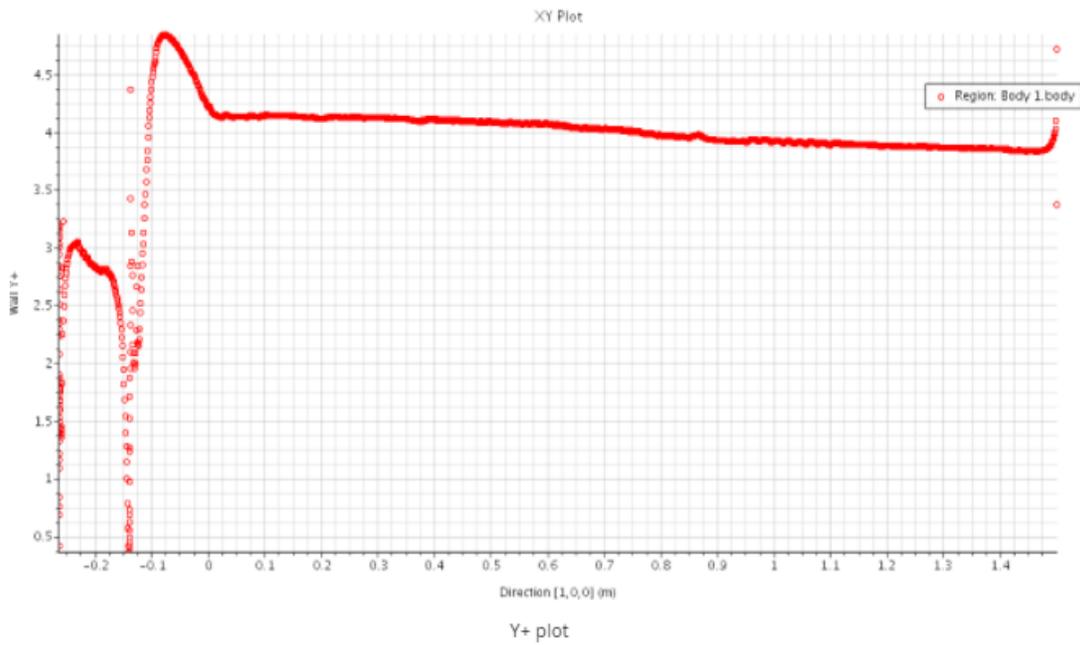


Figura 46: Gráfico de coeficiente de arrastre por iteración [35]

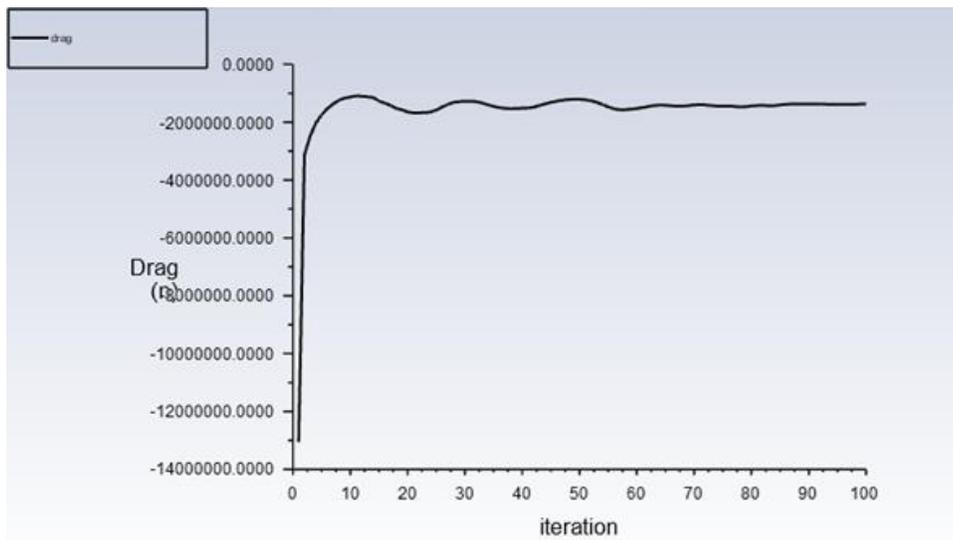


Figura 47: Gráfico de arrastre por iteración. Fuente: propia

En la figura 46 y 47 se muestra el comportamiento del arrastre durante la simulación con el número de interacciones, comparando con el estudio aerodinámico de un cohete, de esta forma se garantiza que la simulación se hizo de una manera correcta, además teniendo en cuenta los posibles errores o percances que se tuvo durante el proyecto de investigación, como la falta de validad directa del

comportamiento aerodinámico del misil ya que la información de este tipo de vehículo es confidencial, además teniendo en cuenta las limitación del software de simulación académica.

6.2 PARÁMETRO: POSICIÓN Y ALTURA

Se tabulan y grafican los resultados de cada simulación. Los coeficientes de arrastre que corresponde a cada altura se tabulan en la tabla 12. Se realiza para visualizar mejor en una gráfica el comportamiento del arrastre respecto a la altura del generador. Para un misil sin generador de vórtice, el coeficiente de arrastre es más alto respecto a los otros cuando estos misiles llevan el dispositivo acoplado al fuselaje. A partir del diagrama, la posición frontal del generador de vórtice reduce más la resistencia aerodinámica respecto a la posición central. El generador de vórtice se adapta más en la parte frontal para evitar la separación de la capa límite, por ende, se reduce la resistencia aerodinámica.

Tabla 10: Comparación de coeficiente de drag vs altura.

Posición	Altura(h)	CD	% mejora CD
Central	sin GV's	0,2497	0
	h=11mm	0.2473	0.981
	h=13mm	0.2467	1.235
	h=14mm	0.2469	1.171
Frontal	sin GV's	0,2497	0
	h=11mm	0,2413	3.5
	h=13mm	0,2397	4.2
	h=14mm	0,2415	3.4

En la figura 48 se muestra los resultados de la simulación en la posición central y la altura adecuado en esta posición es de 13mm, y tiene una reducción el coeficiente de arrastre es de aproximadamente 0.24

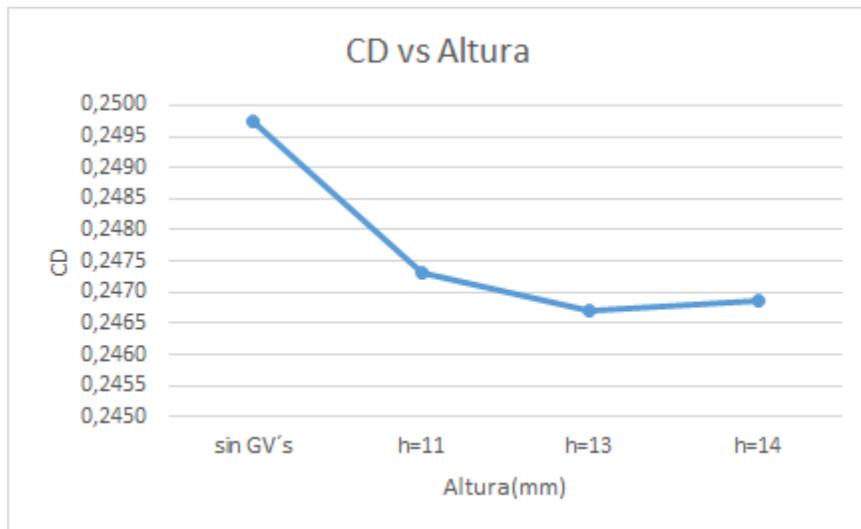


Figura 48: Coeficiente de arrastre vs altura. Posición: central

En la figura 49 se muestra los resultados de la simulación en la posición frontal y la altura adecuado en esta posición es de 13mm, y tiene una reducción el coeficiente de arrastre es de aproximadamente 0.23.

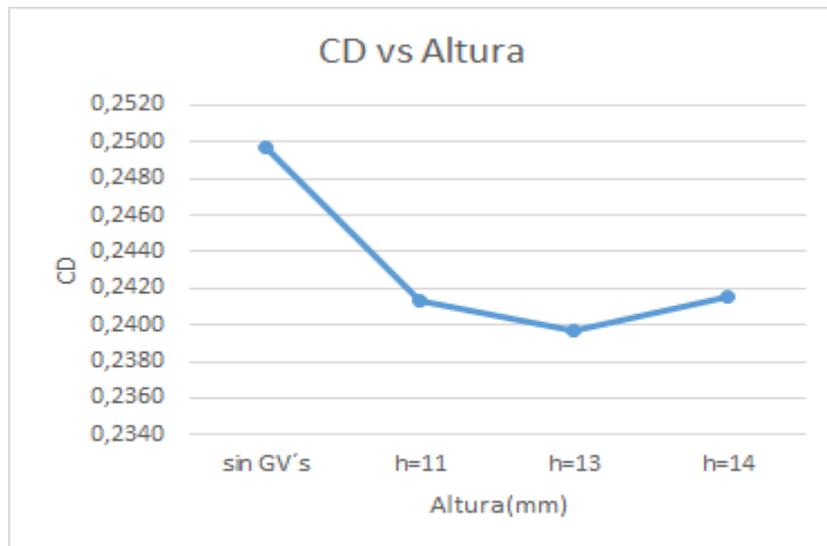


Figura 49: Coeficiente de arrastre vs altura. Posición: anterior

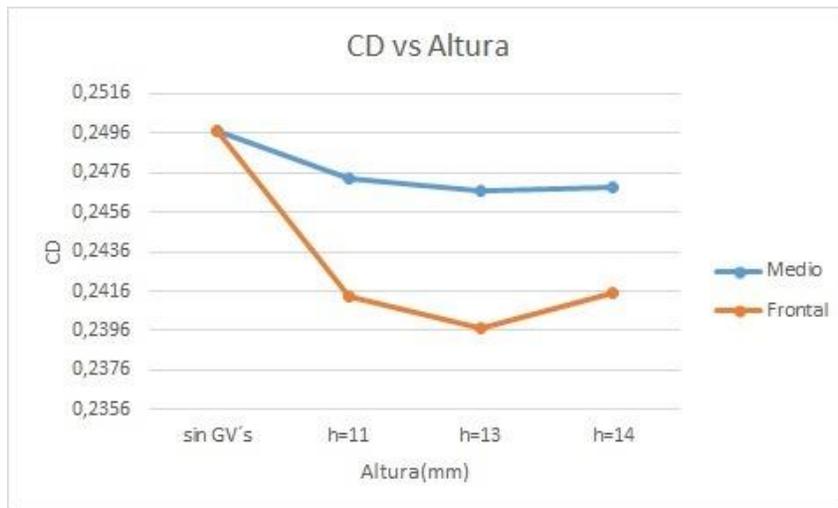


Figura 50: Coeficiente de drag vs altura del generador de vórtice

Para un análisis mejor y poder comparar los resultados de ambas posiciones se muestra en la figura 50 nos ayuda apreciar mejor los beneficios que presenta al incorporar el dispositivo de control de separación de flujo, como podemos apreciar en la figura 50 al incorporar los VG al misil se reduce el coeficiente de arrastre, por ende, la fuerza de arrastre es menor. Todas las diferentes alturas del generador de vórtice provocan una mejora en la disminución de coeficiente de arrastre, pero por particular a una altura 13mm se genera una mayor mejora. Como también podemos ver la posición del VG adecuado según la figura 50, lo cual muestra que la posición adecuada es la parte frontal del misil, por lo tanto, la altura de 13mm y la posición frontal serán las escogidas. A partir de esto se puede afirmar que la altura adecuada del VG es cercana al espesor de capa límite, mientras a valores por muy debajo o por encima del espesor de capa límite, los resultados no mejoran la reducción del arrastre.

6.3 RENDIMIENTO

La figura 51 se muestra la gráfica entre el porcentaje de mejora CD y las alturas propuestas en la posición frontal, este % de mejora CD se determina de la diferencia de los resultados entre sin generador y con generador. La mejora del coeficiente de arrastre más alto en esta posición es de 1,2%.

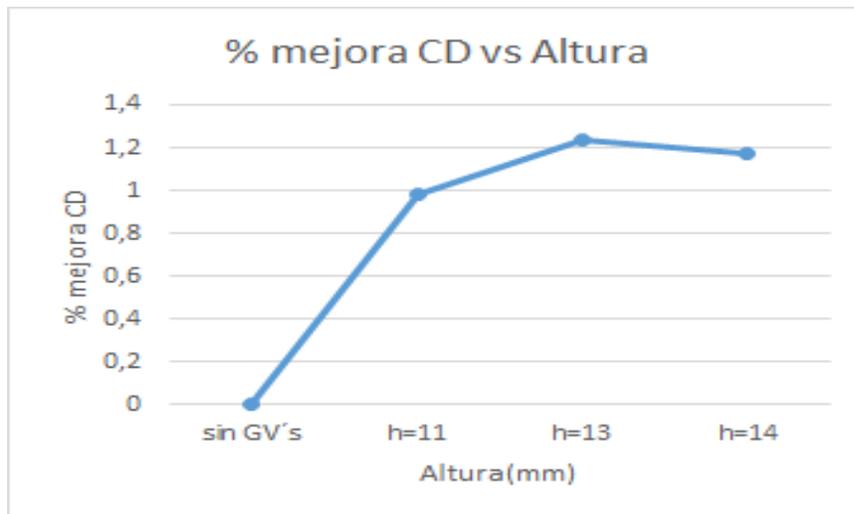


Figura 51: Porcentaje de mejora CD vs altura. Posición: frontal

En la figura 52 se puede observar en la gráfica entre el porcentaje de mejora CD y las alturas propuestas en la posición central. La mejora del coeficiente de arrastre más alto en esta posición es aproximadamente 4%.

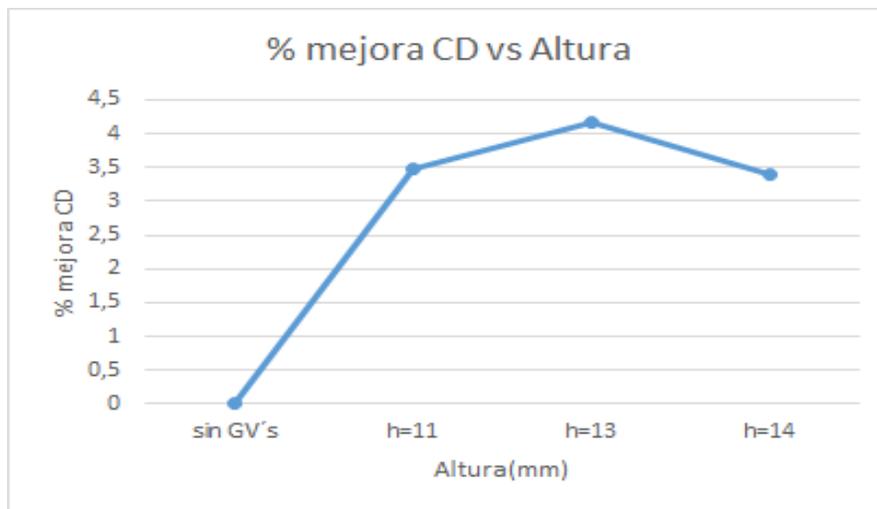


Figura 52: Porcentaje de mejora CD vs altura. Posición: central

En la figura 53 se aprecia mejor el porcentaje de mejora del generador de vórtice en las dos posiciones diferentes, tanto la frontal y central. A partir de la figura se puede dar cuenta, que en la posición frontal se alcanza un mejor rendimiento para las diferentes alturas con las cuales se realiza la simulación partiendo del espesor de la capa limite. En efecto se escoge la posición frontal para

realizar las otras simulaciones y buscar las medidas adecuadas para reducir el arrastre a un mínimo valor.

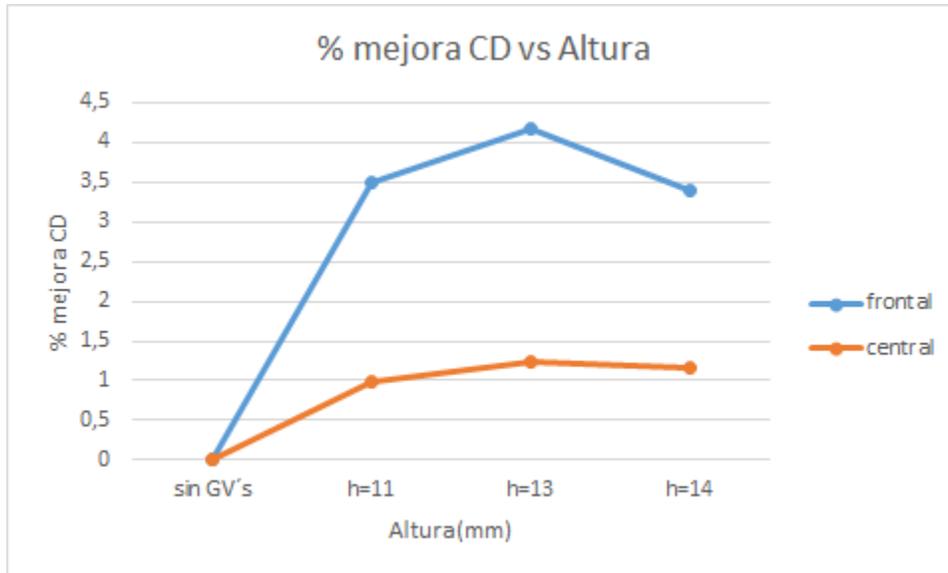


Figura 53: Porcentaje vs altura

El aumento de peso adicional por los generadores es aproximadamente 0.32624 Kg ya que el diseño de estos dispositivos de control de flujo se propone manufacturar con materiales compuestos exactamente con fibra de carbono, la reducción del coeficiente de arrastre es más de 4% lo cual justifica que al incorporar los VG's cumplen su función de manera eficaz sin generar efectos no deseados, como el incremento de arrastre.

6.4 PARÁMETRO: LONGITUD DEL VG'S

Teniendo la posición y la altura adecuada para incorporaras los generadores de vórtice al misil, se hace pertinente hacer un estudio adicional de la longitud y ancho del VG, ya que uno de los parámetros más importantes es la altura del generador y ya se tiene con certeza esta altura, se propone hacer ciertas variaciones en las otras medidas del generador con el fin de encontrar la medida con la que mejor reduzca el arrastre del misil.

Tabla 11: Longitud del VGs VS coeficiente de drag

L= largo	CD
L=22mm	0,2666
L=24mm	0,2397
L=26mm	0,2379
L=28mm	0,2584

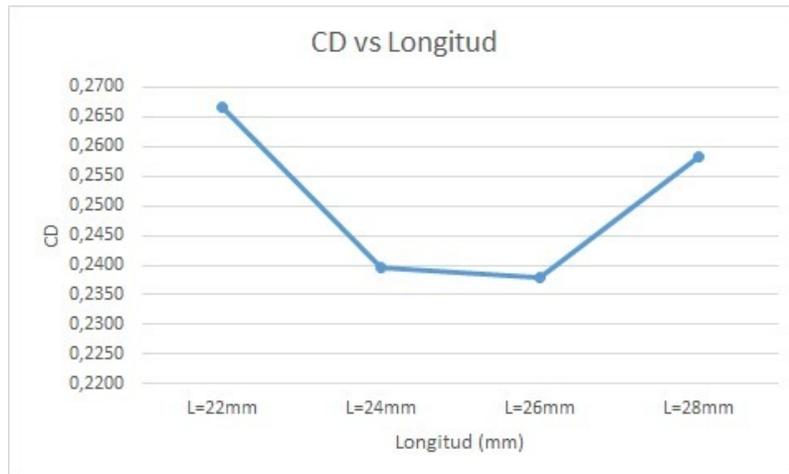


Figura 54: Coeficiente de drag vs longitud

Como se puede observar en la figura 50, el hecho de incrementar y disminuir las dimensiones del VG ocasiona diferentes efectos en el misil, con una altura 13mm y ancho 20mm, en este caso el parámetro que se varía es la longitud del generador. Las diferentes medidas de longitud del generador de vórtice provocan una mejora en el coeficiente de arrastre, pero en particular la medida de longitud de 26mm genera menos arrastre, lo cual lleva a decidir la longitud adecuada del VG.

6.5 PARÁMETRO: ANCHO DEL VG'S

Tabla 12: Ancho del VGs VS coeficiente de drag

w= Ancho	CD
w=18mm	0,2522
w=20mm	0,2379
w=22mm	0,2580

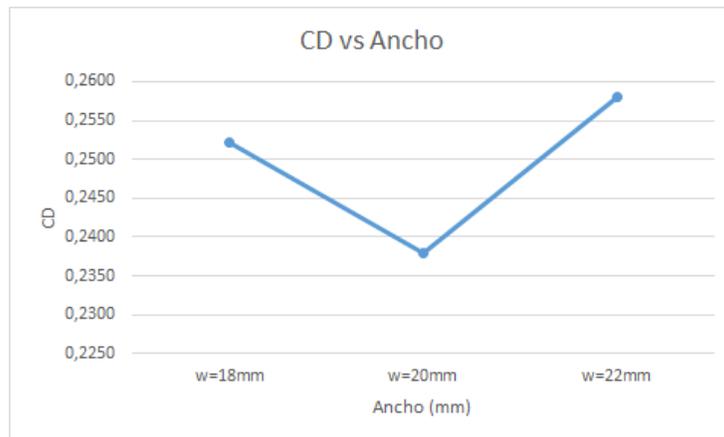


Figura 55: Coeficiente de drag vs ancho

Se puede apreciar en la tabla 12 y figura 55, las diferentes medidas de ancho del VG que provocan la reducción del coeficiente de arrastre, pero en particular un ancho de 20mm genera menos arrastre, por ende, esta medida será el ancho adecuado del VG, es decir, 20mm. El cual tiene las medidas de una altura 13mm y una longitud de 26mm.

El comportamiento aerodinámico tiene una sensibilidad muy alta como se puede observar en las figuras anteriores un cambio mínimo en la altura de los VG's, cambia totalmente los resultados del rendimiento del misil, es muy impórtate debido a la sensibilidad, que todo cambio geométrico o incremento dimensional trae efectos ya sean deseadas o no deseados.

En este trabajo se hicieron pruebas con medidas diferentes como la altura y adicional la longitud y el ancho del generador para llegar a un generador de vórtice con medidas adecuada, de tal manera que afecte de manera positiva al desempeño del misil. Además, es muy importante la posición del generador donde se ensamble, el generador se incorpora donde es propensa la separación de flujo o desprendimiento de capa laminar.

6.6 EFECTO DEL GENERADOR DE VÓRTICE EN LOS MISILES

A partir de los resultados tales como imágenes de la simulación y las gráficas muestran el comportamiento que tiene un misil inmerso en un fluido, en este trabajo se estudia generalmente el comportamiento de un objeto balístico que interactúa en el medio ambiente a una alta velocidad, el concepto fundamental en este trabajo es la fuerza aerodinámica que opone el movimiento de un objeto a través del aire. Teniendo en cuenta lo dicho se analiza de los resultados obtenidos, los coeficientes de arrastre con las diferentes alturas del generador todos son diferentes esto es coherente, ya que las características geométricas o dimensionales del misil cambian, las alturas de los VG con las cuales se simula, son cercanas al espesor de la capa limite, el espesor es de 13mm, debido a esto las aturas propuestas son 11, 13, 14 milímetros, estas medidas por dentro y fuera del espesor de capa limite fueron propuestas con la intención de indagar el comportamiento, las alturas

planteadas por dentro de la capa limite son las que reducen el coeficiente y la altura propuesta por encima del espesor de capa limite incrementa el arrastre, de esta forma se corrobora la teoría, la cual se dice la altura adecuada es a partir del 80% del espesor de capa limite [25].

Se sabe que las dos fuentes de la causa del arrastre son la separación del flujo y la fricción, este documento se enfoca en la primera, que es la separación de flujo, si el flujo pierde energía tiende a desprenderse de la superficie, para esto se propone incorporar los VG, para acelerar el flujo turbulento de esta forma evitar el desprendimiento y reducir el arrastre total del misil.

6.7 EFECTO DE LA CAPA LIMITE

Los efectos de estar por dentro del capa limite son los esperados como se muestra en los resultados, mientras por fuera de la capa limite los generadores ya no cumplen su función eficientemente teniendo como resultado el incremento del arrastre, los VG's actúan como una fuente de inyección adicional de arrastre, afectando su forma aerodinámica del misil.

6.8 ALCANCE DEL MISIL

La trayectoria balística del misil está determinada por su velocidad y dirección en el instante en que se detiene la propulsión inicial. Después de este punto, no es posible seguir controlando la trayectoria del misil. Para los misiles balísticos propulsados por cohetes, la trayectoria balística comienza cuando se apaga el motor del cohete. El alcance máximo en terreno llano se produce cuando el ángulo de lanzamiento del proyectil es de 45 grados, como se muestra en la figura 56. La trayectoria real seguida por un proyectil estará influenciada por las condiciones prevalecientes del viento atmosférico que se encuentran durante el vuelo, así como por la densidad del aire a través del cual viaja, lo que afecta la resistencia. Estos factores pueden alterar la trayectoria.

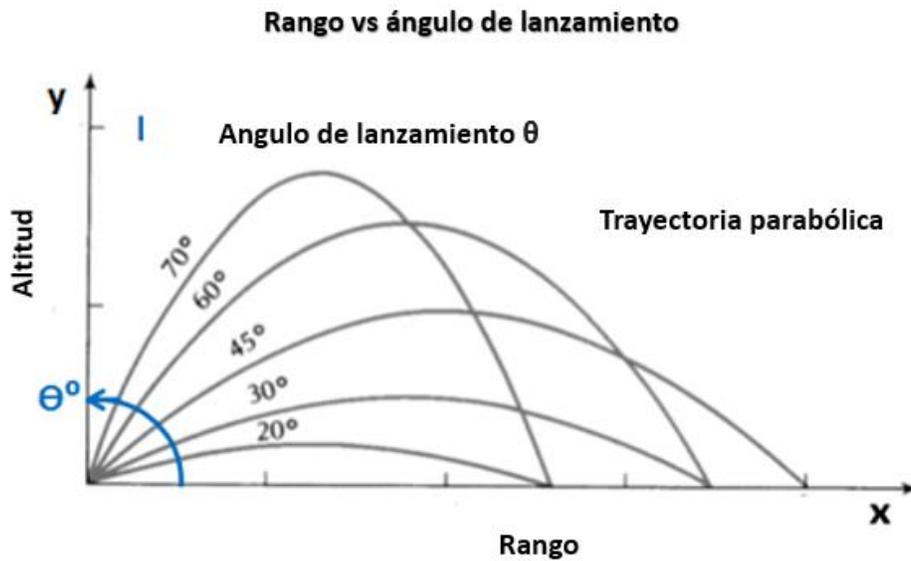


Figura 56: La trayectoria balística de un proyectil [36]

La trayectoria de un misil es parecida al movimiento de un proyectil, conocido con el nombre de la trayectoria balística como se ve en la figura 51. Es así, que el rango del misil se calcula utilizando la ecuación del movimiento de un proyectil, para lo cual las condiciones iniciales son: una masa de 19 000kg, tiempo inicial $t=0$ y un ángulo de lanzamiento θ . Además, el proyectil está sujeto a una fuerza de resistencia del aire que actúa en la dirección opuesta a su dirección instantánea que modifica la trayectoria de los proyectiles, por ende, se considera el coeficiente de arrastre. Se establece las coordenadas x y y para encontrar la distancia recorrida horizontal y vertical, respectivamente [37].

$$x(t) = V * \cos(\theta) * t \quad (22)$$

$$y(t) = V * \sin(\theta) * t - \frac{V}{2} * g * t^2 \quad (23)$$

Donde:

g : Gravedad terrestre $9.81 \frac{m}{s^2}$

θ : ángulo de lanzamiento (deg)

t : Tiempo (segundos).

Velocidad terminal (V_t) es la velocidad a la que la fuerza de arrastre equilibra la fuerza gravitacional, se calcula mediante la siguiente ecuación:

$$V_t = \sqrt{\frac{2 * m * g}{C_D * \rho * A}} \quad (24)$$

Donde:

m : Masa del misil sin generador de vórtice (Kg)

C_D : Coeficiente de arrastre

ρ : Densidad del aire (Kg/m^3)

A : área de la sección transversal del misil

Se obtiene la velocidad terminal para promediar con la velocidad propulsada (velocidad máxima alcanzada por el misil), ya que, la velocidad terminal contiene los valores de arrastre y la masa del misil con y sin generador de vórtice. Esta velocidad promedio se utiliza en la ecuación 22 y 23 para hallar el rango y altura, respectivamente.

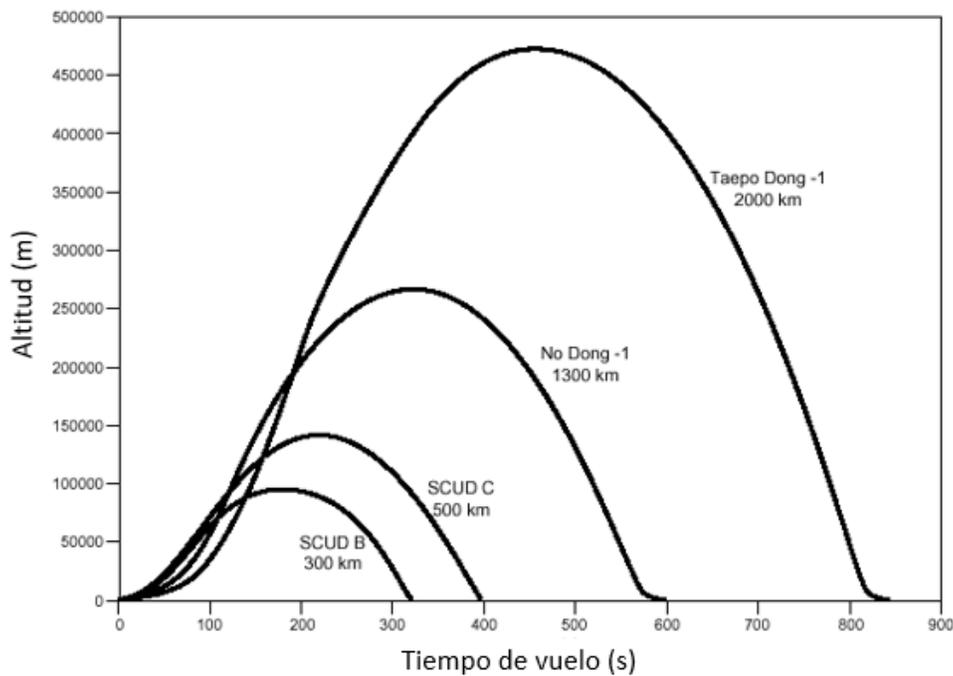


Figura 57: trayectoria del misil [38]

A partir de la figura 45 se obtiene el tiempo de vuelo del Shahab 3, ya que es similar a la trayectoria del No Dong-1 es por ello no se muestra [38]. El tiempo que emplea el Shahab 3 en alcanzar su objetivo demora 600 segundos que son 10 minutos aproximadamente. Utilizando la ecuación de la balística se reemplaza el tiempo de vuelo para encontrar el rango.

Ya teniendo el resultado de la velocidad terminal se reemplaza en la ecuación 22 y 23, que está en función del tiempo, entonces se asigna valores desde un tiempo inicial cero hasta un tiempo en que la altura después de su apogeo vuelva a ser la altura inicial de lanzamiento, es decir, cero.

En seguida, se calcula el alcance del misil teniendo en cuenta el coeficiente de arrastre con y sin el dispositivo y el peso que añade los VG. Los coeficientes de arrastre se obtienen de la simulación.

6.8.1 SIN VG

El coeficiente de arrastre del misil sin generador de vórtice es de 0,2497 y un peso inicial de 19 000Kg. A través de la ecuación 24 se calcula la velocidad terminal para reemplazar en las ecuaciones de la balística.

$$V_t = \sqrt{\frac{2 * 19000 \text{ kg} * 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{0.2497 * 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 1.227 \text{ m}^2}}$$

$$V_t = 996.6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

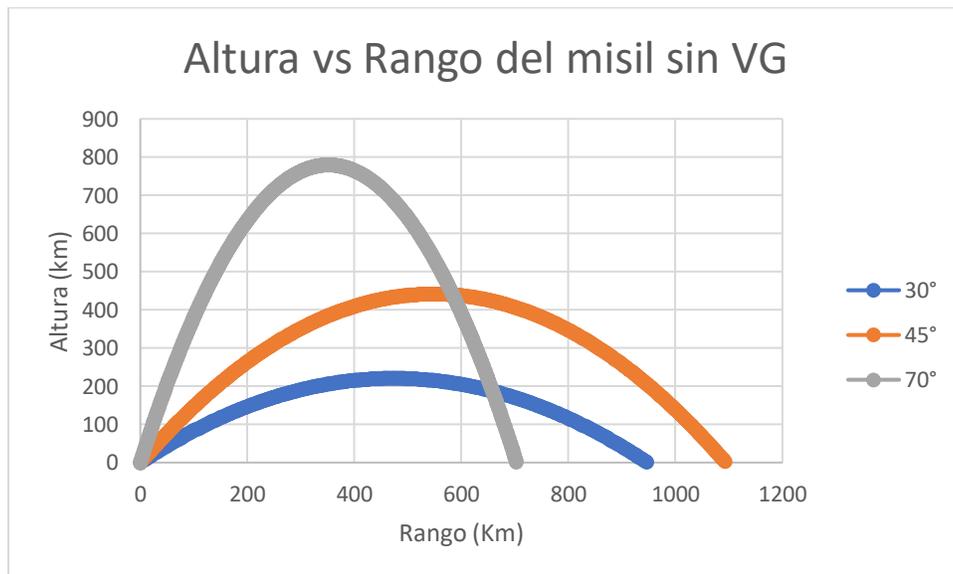


Figura 58: Altura vs rango del misil sin VG

6.8.2 CON VG

A partir de los resultados de la simulación, se necesita el coeficiente de arrastre óptimo para encontrar la velocidad terminal la cual indica la velocidad a la que la fuerza de arrastre equilibra a la fuerza gravitacional. Es así como el CD óptimo es 0.2379 del generador de vórtice con las medidas de 13, 20 y 26 mm de altura, ancho y largo respectivamente. Ahora se toma en cuenta el peso añadido por VG y la placa, es decir, se adiciona 0.32624 Kg a 19 000 kg, que es el peso del misil. Utilizando la ecuación 24 se calcula la velocidad terminal con el nuevo coeficiente de arrastre y el nuevo peso.

$$V_t = \sqrt{\frac{2 * 19000.32624 \text{ kg} * 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{0.2379 * 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 1.227 \text{ m}^2}}$$

$$V_t = 1021 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Así mismo, se utiliza la ecuación 22 y 23 para la trayectoria balística.

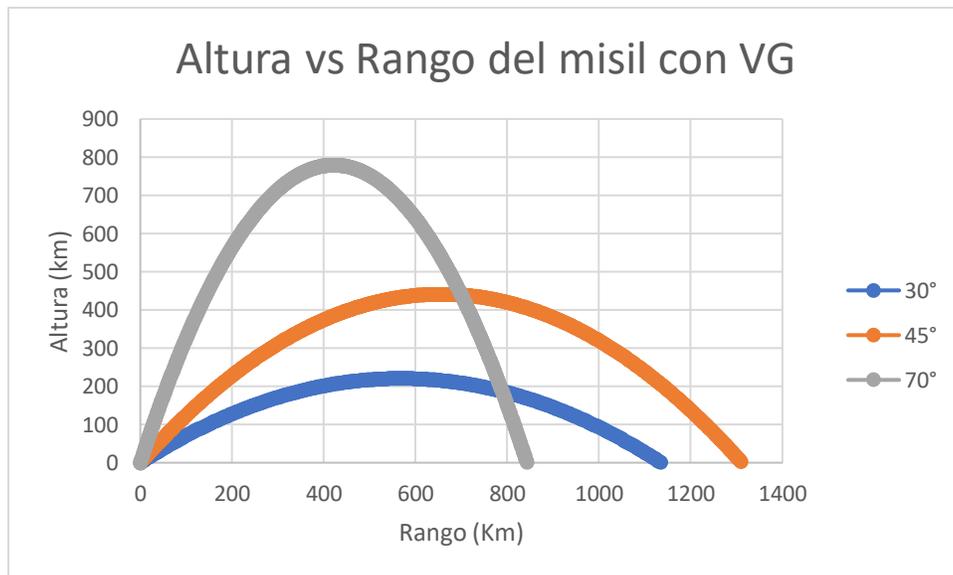


Figura 59: Altura vs rango del misil con VG

Tabla 13: Alcance del misil con su respectivo ángulo de lanzamiento

Angulo de lanzamiento	Rango de alcance (km)		Incremento (km)
	Sin VG	Con VG	
30°	947,1	1135,18	188,08
45°	1092,48	1309,42	216,94
70°	703,09	842,71	139,62

En la tabla 13 se muestra el rango de alcance a diferentes ángulos de lanzamiento que depende de esta variable el alcance que puede lograr. Comparando el rango del misil con y sin generador de vórtice se aprecia que se logra un incremento en el rango, anteriormente se ha indicado la funcionalidad del VG que era reducir el arrastre y aumentar el rango, entonces se comprueba la teoría mediante la aplicación de las ecuaciones. Además, reducir la fuerza de arrastre conduce al ahorro de combustible. En la especificación del misil se indica que el alcance horizontal es de 1000 a 2000 km, mientras algunos resultados obtenidos mediante la ecuación de la trayectoria balística son inferiores a este valor, ya que, se asume que el misil es un proyectil de masa uniforme a lo largo de su trayectoria y no se considera el peso del combustible quemado ni las etapas expulsadas al espacio. Además, no se tiene en cuenta el empuje específico de los motores, es por esta razón el rango de alcance obtenido varia y en algunos casos es menor a la especificación propia del misil. Según los resultados, el rango de alcance sin VG sería como se muestra en la tabla anterior, pero al implementar el VG se incrementa.

El arrastre juega un papel importante en el alcance del rango, ya que, el arrastre se opone al movimiento del objeto y al ser valores altos reduce el alcance porque genera una resistencia mayor al movimiento del misil. Es así, al ser un arrastre de 0.2379 conduce a un mayor rango de alcance como se aprecia en la figura 59.

7 CAPITULO 7 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

El cálculo del espesor de capa límite es lo más importante en este tipo de investigación, debido a que es el primer parámetro dimensional que se obtiene como base para poder proponer las posibles dimensiones o alturas del generador de vórtice y así poder diseñar, ensamblar y simular en el programa de CFD.

Uno de los parámetros más sensibles es la altura del generador de vórtice, para esto es muy importante hacer el cálculo de capa límite de manera muy cuidadosa, un error en el cálculo daría efectos no deseados como el incremento de la resistencia aerodinámica.

En efecto, se pudo comprobar la funcionalidad del generador de vórtice en un cuerpo sumergido en un fluido: que éste reduce considerablemente la resistencia aerodinámica al retardar la separación de la capa límite. Los parámetros principales del generador de vórtice tanto la longitud, ancho y altura juegan un papel importante en la reducción de la resistencia aerodinámica, ya que, unos reducen más que otros. Por ende, se concluye que el generador de vórtice se coloca justo antes de la separación de la capa límite y buscar las medidas adecuadas con la finalidad de reducir la resistencia aerodinámica. El generador de vórtice adecuado que reduce el arrastre del misil Shahab 3 tiene las siguientes medidas: altura 13mm, longitud 26mm y ancho 20mm.

Al implementar el generador de vórtice se reduce la resistencia aerodinámica del misil. Esto implica un ahorro de combustible, como consecuencia se pueden alcanzar distancias más largas. En conclusión, sin la necesidad de modificar la geometría, el motor o el combustible del misil se puede alcanzar distancias más largas solo empleando un mecanismo pasivo.

Además, el rango de alcance del misil es directamente dependiente del ángulo de lanzamiento.

Es posible mejorar el desempeño de un misil a partir de la adición de los VGs, además este tipo de dispositivos con el pasar de los años ya tuvo una demanda sobre los vehículos comunes y Aerogeneradores. Es muy importante evaluar la posición de los generadores porque no en todas las posiciones del misil pueden ser beneficiosos y que podrían dar resultados no deseados como el incremento de arrastre.

Las herramientas computacionales son una fuente muy importante en ese tipo de investigaciones ya que es más económico utilizar las herramientas computacionales, que realizar las pruebas experimentales que requiere más tiempo y preparación de muestras de ensayo. Como también requiere una gestión muy compleja para el campo o lugar de ensayo. Además, se considera oportuno comentar, si se trabajara con la versión completa del ANSYS, así poder conseguir un mallado fino de alta calidad, como consecuencia se tendría un mayor número de celdas de esta forma se encontraría una solución más cercana a la realidad, el trabajo se realiza con fines de investigación y mejora académica con la versión estudiantil, que está limitada a 512 mil números de celdas.

8 BIBLIOGRAFÍA

- [1] Frank K, Qin Li, Chaoqun Liu, «Microvortex generators in high-speed flow,» ELSEVIER, Texas, 2012.
- [2] P. J. P. & J. W. Mitchell, «External Incompressible Viscous Flow. The Boundary-Layer Concept,» de *Introduction to Fluid Mechanics*, United States, John Wiley & Sons, 2014, pp. 355-357.
- [3] J. John D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, Maryland: McGraw-Hill Companies, Inc., 2011.
- [4] J. John D. Anderson, *Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006.
- [5] C. Gherardelli, «Capa limite,» de *Introducción a la Mecánica de Fluidos*, Santiago, Chile., 2015, pp. --.
- [6] J. Carruth, «Numerical Analysis of Micro Vortex Generators on Ramp Induced Shock/Boundary Layer Interaction,» San José State University, California, 2018.
- [7] M. d. P. Queralt, «Diseño de un generador de vórtices,» Escola Tècnica Superior d'Enginyeria Industrial de Barcelona, Barcelona, 2017.
- [8] E.L. Houghton and P.W. Carpenter, «Governing equations of fluid mechanics,» de *Aerodynamics for Engineering Students*, Great Britain, Butterworth-Heinemann, 2003, pp. 66-68.
- [9] J. John D. Anderson, «Mach Number Regimes,» de *Fundamentals of Aerodynamics*, Maryland, The McGraw-Hill Companies, Inc, 2011, pp. 64-68.
- [10] A. R. Corpa, «Diseño de perfiles aerodinámicos mediante metodología inversa,» Universidad de Sevilla, Sevilla, 2015.
- [11] C. Demartino & F. Ricciardelli b, «Aerodynamics of nominally circular cylinders: A review of experimental results for Civil Engineering applications,» ELSEVIER, Italia, 2017.
- [12] National Air and Space Intelligence Center (NASIC) & Defense Intelligence Ballistic Missile Analysis Committee (DIBMAC), «Ballistic and Cruise Missile Threat,» NASIC, Washington D. C., 2020.

- [13] brahmos aerospace, «brahmos aerospace,» brahmos aerospace, NA NA 2021. [En línea]. Available: <http://www.brahmos.com/content.php?id=10&sid=9>. [Último acceso: 16 Junio 2021].
- [14] Sr Mohan, Fundamentals of Guided Missiles, New Delhi: Gunjan Bakshi, 2016.
- [15] Federation Of American Scientists, «Federation Of American Scientists,» FAS, 1 Marzo 2018. [En línea]. Available: <https://fas.org/irp/threat/missile/naic/part04.htm>. [Último acceso: 29 Julio 2021].
- [16] missile.index, «missile.index,» 06 Enero 2015. [En línea]. Available: <http://missile.index.ne.jp/cgi/misearch.cgi?act=cond&lang=en>. [Último acceso: 13 Agosto 2021].
- [17] Nuclear Threat Initiative (NTI), «Nuclear Threat Initiative, www.nti.org.,» Nuclear Threat Initiative, 27 Septiembre 2011. [En línea]. Available: <https://www.nti.org/learn/facilities/634/>. [Último acceso: Julio Junio 2021].
- [18] Center for Strategic and International Studies, «Missile Threat,» missilethreat.csis.org, 15 Junio 2018. [En línea]. Available: <https://missilethreat.csis.org/missile/shahab-3/>. [Último acceso: 23 Junio 2021].
- [19] Centro de Estudios Estratégicos e Internacionales, «Proyecto de defensa de misiles, "Hatf 5", Amenaza de misiles,» Missile Threat, 15 Junio 2018. [En línea]. Available: <https://missilethreat.csis.org/missile/hatf-5/>. [Último acceso: 22 Junio 2021].
- [20] Center for Strategic and International Studies, «missile threat,» missilethreat.csis.org, 15 Junio 2018. [En línea]. Available: <https://missilethreat.csis.org/missile/agni-2/>. [Último acceso: 23 Junio 2021].
- [21] J. Macneil, «cgtrader.com,» cgtrader, 08 Enero 2020. [En línea]. Available: <https://www.cgtrader.com/3d-models/aircraft/military/iran-shahab-3-missile>. [Último acceso: 18 Junio 2021].
- [22] Bharath, «grabcad.com,» grabcad, 28 Septiembre 2020. [En línea]. Available: <https://grabcad.com/library/agni-2-1>. [Último acceso: 18 Junio 2021].
- [23] G. Forden, «arms control wonk,» Arms control, disarmament and non-proliferation, 9 Junio 2010. [En línea]. Available: <https://www.armscontrolwonk.com/archive/302763/iranian-warhead-evolution/>. [Último acceso: 18 Septiembre 2021].
- [24] RotoRex, «flitetest.com,» flitetest, 12 Marzo 2015. [En línea]. [Último acceso: 13 Agosto 2015].
- [25] O. L. Calle, «Preliminary study of the effects of vortex generators in ultralight aircraft,» Universidad Politécnica de Cataluña, Cataluña, 2015.

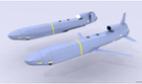
- [26] K. J. Forster, S. Diasinos, T. J. Barber and G. Doig, «Computational Analysis of Backwards Facing Vortex Generators for Boundary Layer Mixing Applications,» de *19th Australasian Fluid Mechanics Conference*, Australia, 2014.
- [27] D. A. H. RUIZ, «OBTENCIÓN EXPERIMENTAL DE LA FUERZA DE ARRASTRE EN REDES LOBERAS PARA LA INDUSTRIA ACUÍCOLA MEDIANTE ENSAYO DE REMOLQUE EN CANAL DE PRUEBAS,» UNIVERSIDAD AUSTRAL DE CHILE, VALDIVIA, 2018.
- [28] Studocu, «Studocu,» 12 Mayo 2021. [En línea]. Available: <https://www.studocu.com/es/document/universidad-politecnica-de-madrid/materiales-compuestos/procesos-de-fabricacion-con-preimpregnados-y-autoclave/2435999>. [Último acceso: 14 Agosto 2021].
- [29] renegade motorsports, «renegade-motorsports.com,» 2017. [En línea]. Available: <https://www.renegade-motorsports.com/resources/vortex-generator-made/>. [Último acceso: 14 Agosto 2021].
- [30] Airtech International Inc, «airtechintl.com,» [En línea]. Available: <https://www.airtechintl.com/es/prepreg-autoclave>. [Último acceso: 14 Agosto 2021].
- [31] S. K. A. S. Algimantas Fedaravičius, «Investigation on the aerodynamic characteristics of a rocket-target for the system “Stinger”,» *Journal of Vibroengineering (JVE)*, vol. 17, nº 8, pp. 4490-4495, 2015.
- [32] Ahmet Şumnu, İbrahim Halil Güzelbey, and Orkun Öğücü, «Aerodynamic Shape Optimization of a Missile Using a Multiobjective Genetic Algorithm,» Hindawi, Turkey, 2020.
- [33] ANSYS, Inc., «Modeling Turbulent Flows,» ANSYS, Pensilvania, 2021.
- [34] B. NASUHBEYOĞLU, «VORTEX GENERATOR DESIGN FOR HIGH SUBSONIC INLETS,» GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES OF MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY, Turquía, 2014.
- [35] Reddit, «Reddit,» www.reddit.com, 2018. [En línea]. Available: https://www.reddit.com/r/CFD/comments/9z2ebw/drag_coefficient_of_a_rocket_in_starcm/. [Último acceso: 20 Septiembre 2021].
- [36] Woodbank Communications Ltd, «www.mpoweruk.com,» Woodbank Communications Ltd, Abril 2005. [En línea]. Available: <https://www.mpoweruk.com/ballistics.htm>. [Último acceso: 19 Agosto 2021].
- [37] R. Fitzpatrick, «farside.ph.utexas.edu,» 31 Marzo 2011. [En línea]. Available: <http://farside.ph.utexas.edu/teaching/336k/Newtonhtml/node29.html>. [Último acceso: 14 Agosto 2021].

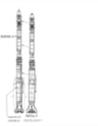
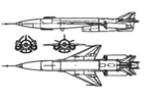
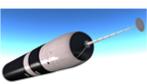
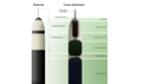
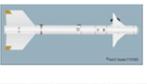
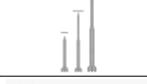
- [38] publications.parliament.uk, «publications.parliament.uk,» 19 Abril 2002. [En línea]. Available: <https://publications.parliament.uk/pa/cm200102/cmselect/cmdfence/644/2022703.htm>. [Último acceso: 19 Agosto 2021].
- [39] TurboSquid, «3dmdb.com,» 3dmdb, 01 Abril 2017. [En línea]. Available: <https://3dmdb.com/en/3d-model/pakistan-hatf-iv-shaheen-1-srbm/409635/?q=Hatf>. [Último acceso: 18 Junio 2021].
- [40] M. d. P. Queralt, «Diseño de un generador de vórtices,» Escola Tècnica Superiord'Enginyeria Industrial de Barcelona (ETSEIB), Barcelona, 2017.
- [41] Md. Rasedul Islam, Md. Amzad Hossain, Mohammad Mashud, Md. Tanvir Ibny Gias, «Drag Reduction of a Car by Using Vortex Generator,» *International Journal of Scientific & Engineering Research*, vol. 4, nº 7, pp. 1298-1302, 2013.
- [42] B. N. Pamadi, «Aircraft performance,» de *Performance, Stability, Dynamics and control of airplanes*, Hampton, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1998, pp. 67-87.
- [43] P. N. Doval, «Aerodynamic Analysis and Drag Coefficient Evaluation of Time-Trial Bicycle Riders,» UWM Digital Commons, Wisconsin-Milwaukee, 2012.
- [44] N Sumanth, Jaydeep Lella, and Jagadish Bhyri, «Effect of Vortex Generators on a Streamlined Sports car,» DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING GITAM INSTITUTE OF TECHNOLOGY GITAM UNIVERSITY, VISAKHAPATNAM (INDIA), 2015.

9 ANEXOS

9.1 ANEXO 1: BASE DE DATOS DEL MISIL

Link: https://upbeduco-my.sharepoint.com/:x/g/person/silverio_campos_upb_edu_co/Eew9NI9aqAZLm-jZh5y491MB2stQcaN3u91bMTQ3EowmpA?e=phCekg

AVIATION WEEK INTELLIGENCE NETWORK												
Missiles Specification Details												
Contractor	Country	Designation	Type	Maximum Length (Feet)	Maximum Span, Wings or Fins (Feet)	Body Diameter (Feet)	Launch Weight (Pounds)	Guidance Type	Powerplant Number, Make &	Maximum Range (Nautical Miles)	speed	misil imagen
Airbus Defence & Space Transportation France	France	M-4 MSBS, M-45 MSBS	Surface-To-Surface	36.3		6.3	77,161	Inertial	1st stage: SPS- SNPE F401. 2nd stage: SPS- SNPE F402. 3rd stage: SPS- SNPE F402.	2,102-42,210+		
Airbus Defence & Space Transportation France	France	M-51-1MSBS	Surface-To-Surface	39.2		7.5	117,000	Inertial	1st stage: SPS- SNPE F511. 2nd stage: SPS- SNPE F512. 3rd stage: SPS- SNPE F402.	3,300+		
Avibras Industria Aeroespacial S.A.	Brazil	Astros TMMk.1	Surface-To-Surface	18	10.5	1.3	3,307	Inertial Navigation System (INS)/Global Positioning System (GPS)	Sustainer and 2 boosters	64.8		
Avibras Industria Aeroespacial S.A.	Brazil	Astros TMMk.2	Surface-To-Surface	14.8	10.5	1.3	2,228.9	Inertial Navigation System (INS)/Global Positioning System (GPS)	Sustainer and 2 boosters	62		
Avibras Industria Aeroespacial S.A.	Brazil	FOG-MPM12	Surface-To-Surface	6.7		0.6	176.3	Fiber-optic link to TV	Sustainer and 1 stage solid propellant	5.4		
Avibras Industria Aeroespacial S.A.	Brazil	FOG-MPM20	Surface-To-Surface	7.5		0.6	242.5	Fiber-optic link to TV	Sustainer and 1 stage solid propellant	10.8		
Avibras Industria Aeroespacial S.A.	Brazil	FOG-SSM	Surface-To-Surface	16.5		0.91	1,313	Fiber-optic link to TV	Sustainer and 5 stage solid propellant	43.2		
Boeing Defense, Space & Security	United States	AGM-88B ALCM	Air-To-Surface	20.7	12	2	3,000	Inertial terrain contour matching (tercom)	1X F107-VR-100 turbofan	1,500+		
Boeing Defense, Space & Security	United States	AGM-86C/D Calcm	Air-To-Surface	20.7	12	2	3,000	Inertial/Global Positioning System (GPS)	1X F107-VR-100 turbofan	600+		

Iran's Air Force	Iran	Shahab 4	Surface-To-Surface	74.8		5.4	59,400	Inertial	1-stage liquid propellant	1,080		
JSC "MIC" NPO Mashinostroyeniya	Russia	3M45 Granit (SS-N-19 Shipwreck)	Anti-Ship	32.8	8.5	2.8	15,430	Inertial/active radar	Solid booster turbojet	235		
JSC "MIC" NPO Mashinostroyeniya	Russia	4K44 Progress (SS-N-3c Shaddock)	Anti-Ship	32.8	8.5	2.95	9,320	Inertial/active radar	Solid booster turbojet	160		
JSC "MIC" NPO Mashinostroyeniya	Russia	UR-100NU (SS-19 Stiletto Mod 3)	Surface-To-Surface	69.2	8.2	8.2	232,800	Inertial/stellar	2-stage liquid rocket	4,900		
JSC Novator Experimental Design Bureau	Russia	3K10 Granit (SS-N-21 Sampson)	Surface-To-Surface	26.4	10.2	1.44	3,745	Inertial	Solid booster turbojet	1,620		
Lockheed Martin Missiles & Fire Control	United States	AGM-158 (Jassm)	Air-To-Surface	14			2,250	Global Positioning System (GPS)/Inertial Measurement Unit (IMU), autonomous	1X J402 turbojet	200+		
Lockheed Martin Space Systems Co.	United States	UGM-133A Trident 2 (D-5)	Surface-To-Surface	44.6		6.9	130,000	Stellar/inertial	3X solid propellant	4,000+		
Lockheed Martin Space Systems Co.	United States	UGM-96A Trident 1 (C-4)	Surface-To-Surface	34		6.2	73,000	Stellar/inertial	3X solid propellant	4,000		
MBDA	France	Scalp Naval	Surface-To-Surface				2,866	Inertial/Global Positioning System (GPS)/Imaging Infrared (IIR)	TFI 60-30 turbojet	600+		
Mectron - Engenharia, Industria e Comercio S.A.	Brazil	MAA-11B	Air-To-Air	9		0.49	186	Infrared (IR)	1X solid rocket			
Mectron - Engenharia, Industria e Comercio S.A.	Brazil	mar-01	Air-To-Surface					Passive radar homing	1X solid propellant			
North Korea's Air Force	Korea, Democratic Peoples Republic	Taepo-Dong 1 (Paektu-san I)	Surface-To-Surface	85.3		3.9		Inertial	2-stage liquid rocket	1,080		
North Korea's Air Force	Korea, Democratic Peoples Republic	Taepo-Dong 2	Surface-To-Surface	105		7.9		Inertial		1,889		
Pakistan's Air Force	Pakistan	Ghauri 1	Surface-To-Surface	48.6		3.9	32,000	Inertial	1-stage liquid rocket	609		

Pakistan's Air Force	Pakistan	Hafir-7/Babur	Surface-To-Surface	20.3		1.7	3,307	Inertial Navigation System (INS)/Global Positioning System (GPS), Imaging Infrared (IIR), terrain reference	Turbojet	440		
Pakistan's Air Force	Pakistan	Hafir-8/Ra'ad	Air-To-Surface						Turbojet	220		
Ruduga State Machine-Building Design Bureau	Russia	Kh-55M (AS-15 Kent)	Air-To-Surface	26.5	10.1	2.52	3,747	Inertial/thercom	Omsk TRFD-50 turbofan	1,620		

Raytheon Missile Systems	United States	BGM-109 Tomahawk	Surface-To-Surface	20.5	8.8	1.7	3,500	Tercor, DSMAC	1x F107, 1x F402 turbofan	1,000			
Unknown Chinese Manufacturer		Dong Hai-10 (DH-10)	Surface-To-Surface					Inertial/Electro-optical (EO) terminal		810			
Unknown Chinese Manufacturer		M-18	Surface-To-Surface					Inertial	2-stage solid rocket	540			
Unknown Chinese Manufacturer		M-9	Surface-To-Surface	29.8			3.3	13,800	Inertial	1-stage solid rocket	324		
Douglas Aircraft Company			strategic air-launched ballistic missile	11.9m	1.68m		0.83m	5,000kg		2-stage	1,760km		
Bharat Dynamics Ltd. (BDL), Hyderabad	USA	AGM-48A Skybolt	medium-range ballistic missile	20m (1st stage)			1.0m (1st & 2nd stage)	16,000kg		2-stage solid	3,200km (1,000kg warhead), 4,450km (700kg)	15,300 km/h	
	India	Agni-II	medium-range ballistic missile	10.2m	2.7m					liquid propellant	600km		
Unknown	IRAQ	Al Hussein	ballistic missile	12.46m			88cm	6,600kg		1-stage	1,250km		
	CHINA	DF-2 (East Wind-2)	medium-range ballistic missile	20.6m	4.0m		1.65m	31,800kg		2-stage	2,500km		
The Ministry of Aerospace Industries	CHINA	DF-21 (East Wind-21)	ballistic missile	10.7m			1.4m	14,700kg		2-stage	2,500km		

Academy of Rocket Motors	CHINA	DF-29 (East Wind-29)	road-mobile						trailer-erector	2-stage	1,700km		
First Academy of the Ministry of Aerospace Industry	CHINA	DF-3 (East Wind-3)	ballistic missile	21.2m			2.25m	64,000kg		liquid-fuel	2,900km	4.7km/sec	
unknown	Pakistan	Ghauri	medium-range	16.0m	2.4m		1.32m	16,000kg		1-stage	1,500km		
unknown	israel	Jericho-II	medium-range	14.0m			1.56m	26,000kg		2-stage	1,500km		
Martin Marietta Electronics and Missile Group	usa	MGM-31B Pershing II	medium-range ballistic missile	10.61m			1.02m	7,400kg		solid propellant	1,800km		
MBDA	colombia	AM39/SM39/MM39	medium-range ballistic missile	4.83m (AM39)			35cm, 35cm, 35cm	870kg	inertial, active	solid	50-70km, 50km, 50-70km	Mach 0.93	
Alenia-OTO Sistemi Missilistici	peru	Orionat	medium-range	4.68m (Mk1)			46cm (front)	770g (with)	inertial, X	turbojet	60km (Mk1), 180km (Mk2)	Mach 0.9	
Israeli Armament Development	ecuador	Python 4	medium-range	3.00m	50cm		16cm	105g	two-color	Solid	0.5-15km		
Alenia SpA, Alenia OTO Missile	ecuador	Spada/AlbatrosIS	medium-range	3.71m	80cm		20.4cm	220kg	band	Solid	15km	Mach 4.0	

9.2 ANEXO 2: BASE DE DATOS DEL GENERADOR DE VÓRTICE

Link: https://upbeduco-my.sharepoint.com/:x:/g/personal/silverio_campos_upb_edu_co/EXwZoJDKLwRAiBQz4Dhom-cBgHDirrQ32_yyTpzL-ytxNw?e=IH1TuN

Tabla 14: Tipos de generador de vórtice

Vane	Counter-rotating	
	Co-rotating	
Wedge	Forward facing	Single or Double side
	Backward facing	
Wheeler	Wishbone	
	Doublet	
Cylinder		
Hemisphere Bump		
Micro Ramp		
Dissymmetric micro-ramp		
Leading edge		
Plough		
Wing	Delta	
	Rectangular	
Scoop		
Dome		
Kuether or wave element		
Winglet	Delta	
	Rectangular	
	Trapezoidal	

Tabla 15: Formas del generador de vórtice

Gótica
Rectángulo
Parabólica
Ojiva
Rectangular/delta
Trapezoidal
Ala delta
Cilíndrico