



industriales
etsii

**Escuela Técnica
Superior
de Ingeniería
Industrial**

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE CARTAGENA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Industrial

Estudio Numérico de la Influencia de la Geometría del Cono de Morro de una Aeronave en la Resistencia Aerodinámica en Régimen Supersónico

TRABAJO FIN DE GRADO

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA



**Universidad
Politécnica
de Cartagena**

Autor: José Antonio Guillamón Quesada

Director: José Serna Serrano

Cartagena, junio de 2022

ESTUDIO NUMÉRICO DE LA INFLUENCIA DE LA GEOMETRÍA DEL CONO DE MORRO DE UNA AERONAVE EN LA RESISTENCIA AERODINÁMICA EN RÉGIMEN SUPERSÓNICO

RESUMEN:

El presente trabajo estudia la influencia de la geometría del morro de una aeronave en régimen supersónico en la resistencia aerodinámica que genera.

Se estudian varias geometrías de morros axilsimétricos en régimen laminar para números de Mach de incidencia $M = 1.5, 2$ y 2.5 , haciendo uso del software de simulación computacional ANSYS Fluent. Como resultado, se caracterizan el campo fluido, la morfología de las ondas de choque, las distribuciones de presión sobre los morros y el coeficiente de resistencia global para las diferentes geometrías y condiciones de flujo.

Finalmente, se realiza una comparación de los resultados para discriminar la geometría de morro óptima para cada condición de vuelo.

ABSTRACT:

The present work studies the influence of the aircraft nose geometry in supersonic flow in the aerodynamic drag which is generated.

Several axisymmetric nose geometries in laminar flow are studied for incident Mach numbers 1.5, 2 and 2.5, using the computer simulation software ANSYS Fluent.

As a result, fluid field, shock waves morphology, pressure distribution along the nose and global resistance coefficient are characterized for different geometries and flow conditions.

Finally, the comparison of the results is done to discriminate the optimal nose geometry for each flight condition.

Agradecimientos

Este trabajo pone punto y final a una gran etapa, una dura experiencia con subidas y bajadas, pero que siempre me ha hecho tener la mente en continuar creciendo y desarrollándome, tanto como persona, como futuro profesional.

Es por ello, que me gustaría plasmar estas palabras en señal de agradecimiento a todas las personas que, a lo largo de estos años de carrera, me han apoyado para conseguir este gran objetivo.

A mis padres y hermana, por el apoyo constante que me han brindado a lo largo de la carrera, siempre animándome a continuar, sobre todo en época de pandemia, donde las cosas se pusieron bastante más complicadas, no sólo a nivel de universidad, sino también a nivel psicológico.

Al resto de mi familia, primos, tíos, abuela, etc., por siempre creer en mí y hacerme ver todo lo lejos que voy a llegar a medida que vaya cumpliendo mis objetivos, entre los que se encuentran la finalización del grado.

A mis amigos, de Ricote, quienes siempre han confiado en que voy a ser un gran ingeniero, en especial Mario, amigo que conozco desde hace más de 10 años, con el cual también he convivido 2 años en el período de carrera en Cartagena, apoyándonos en todo momento y haciendo que sean los mejores años fuera de mi casa.

A mis amigos de La Alberca, con los que inicié el instituto y con los que comparto muchos objetivos, no sólo dentro de la ingeniería, sino también en proyectos de vida, en especial Clara y Jorge.

A mis amigos de Cartagena, por esos días de biblioteca hasta las 5 de la mañana, las clases, trabajos en grupo, salidas por Cartagena, comidas improvisadas y baños en el puerto entre otras cosas. En especial a Jose Joaquín, el cual conozco desde que fuimos a la guardería y que la universidad acentuó.

A mi tutor del TFG, Jose Serna, debido a que, gracias a él, estoy recurriendo a este tema en el presente documento. Me motivó a aprender aerodinámica dentro de una carrera donde no se explica mucho, y sin su ayuda, hubiera sido muy difícil presentar este Trabajo Final de Grado.

Por último, a la Universidad, ETSII y el profesorado, los cuales me enseñaron el conocimiento necesario para afrontar todos los retos a los que me exponga.

Sinceramente, gracias a todos.

Tabla de contenido

Capítulo 1. Introducción	1
1.1. Motivación del Trabajo.....	1
1.2. Objetivos del Trabajo	4
1.3. Estructura del Trabajo.....	4
Capítulo 2. Revisión bibliográfica.....	5
2.1. Origen de la resistencia del cono de morro. Ondas de choque y expansión.....	5
2.1.1. Ondas de choque normales	7
2.1.2. Ondas de choque oblicuas.....	8
2.1.3. Ondas de expansión.....	9
2.2. Revisión de las geometrías de morro para aviación supersónica.....	10
2.3. Otros trabajos.....	13
Capítulo 3. Planteamiento del problema	17
3.1. Parametrizaciones de la geometría del cono de morro	17
3.2. Parámetros fluidodinámicos en las simulaciones.....	19
Capítulo 4. Generalidades de las simulaciones numéricas.....	21
4.1. Generación de la geometría	21
4.2. Definición de los parámetros de mallado (análisis de sensibilidad al tamaño de malla).....	22
4.3. Definición de los parámetros de las simulaciones numéricas.....	27
Capítulo 5. Resultados	29
5.1. Campo fluido y configuración de ondas de choque y expansión	30
5.2. Distribuciones de presión en la superficie del morro.....	34
5.3. Resistencia aerodinámica.....	35
5.4. Influencia de los parámetros geométricos del morro en los resultados	37

5.4.1. Efecto del alargamiento L/R	37
5.4.2. Efecto de la geometría del morro ($L/R = 3$)	38
5.4.3. Morros “cortos” ($L/R = 1$)	39
Capítulo 6. Conclusiones.....	41
Capítulo 7. Referencias.....	43

Tabla de ilustraciones

<i>Ilustración 1.1 Imagen de la interacción de ondas de choque entre dos aeronaves volando en régimen supersónico [1]</i>	1
<i>Ilustración 1.2 Imagen de la interacción de ondas de choque entre una aeronave volando en régimen supersónico y el suelo</i>	2
<i>Ilustración 1.3 Separación de la onda de choque en función del ángulo de cuña</i>	2
<i>Ilustración 1.4 Separación de la onda de choque en modelo esférico</i>	3
<i>Ilustración 1.5 Estructura de ondas de choque en un modelo de aeronave en régimen supersónico. Se puede apreciar la adherencia de la onda de choque en la zona del borde de ataque del modelo.</i>	3
<i>Ilustración 2.1 Propagación de ondas debido a una perturbación de presión (debida a un cuerpo en la figura) en un fluido en reposo.</i>	6
<i>Ilustración 2.2 Propagación de ondas de presión generadas por un cuerpo en movimiento en el seno de un fluido.</i>	6
<i>Ilustración 2.3 Relación entre la velocidad del móvil y el ángulo del Cono de Mach</i>	7
<i>Ilustración 2.4 Onda de choque normal en un cuerpo como con onda desprendida</i>	8
<i>Ilustración 2.5 Onda de choque normal sin desprendimiento de onda [11]</i>	8
<i>Ilustración 2.6 Onda de choque oblicua</i>	9
<i>Ilustración 2.7 Componentes de la velocidad en una onda de choque oblicua</i>	9
<i>Ilustración 2.8 Onda de expansión</i>	10
<i>Ilustración 2.9 Triángulo de velocidades en una onda de expansión</i>	10
<i>Ilustración 2.10 Morro de cuña (izquierda) y cónico (derecha)</i>	11
<i>Ilustración 2.11 Comparación del morro cónico (línea continua) y de ojiva (línea discontinua)</i>	11
<i>Ilustración 2.12 Ojivas basadas en funciones potenciales.</i>	12
<i>Ilustración 2.13 Ojivas basadas en funciones parabólicas.</i>	12
<i>Ilustración 2.14 Perfiles de ojiva, LV-Haack y Von Karman.</i>	13
<i>Ilustración 2.15 Comparación cualitativa de la resistencia de diferentes geometrías de morro en función del número de Mach para $l/d = 3$. (1) Drag óptimo (mínimo). (2) Mejor Drag. (3) Buen Drag</i>	13
<i>Ilustración 2.16 Modelos de morros cónicos en [6].</i>	13
<i>Ilustración 2.17 Evolución de la sobrepresión en el suelo en función del ángulo de cono del morro ($M=1,41$ (izq) y $M=2,01$ (der))</i>	14
<i>Ilustración 2.18 Referencias de modelos de morros con borde de ataque como</i>	14
<i>Ilustración 2.19 Evolución de la máxima sobrepresión en el suelo para diferentes modelos y M. Cada gráfica corresponde a un valor de M. El eje de abscisas muestra el parámetro n (Ver Ilustración 2.18)</i>	14
<i>Ilustración 2.20 Comparativa de C_d en los diferentes tipos de morros de aeronaves variando el número de Mach</i>	15
<i>Ilustración 3.1 Parámetros geométricos generales de los morros</i>	17
<i>Ilustración 3.2 Geometría morro cónico y sus variantes</i>	18

<i>Ilustración 3.3 Geometría morro polinómico</i>	18
<i>Ilustración 3.4 Geometrías de morros parabólicos. Morro 3 (K=0.5). Morro 4 (K=0.75). Morro 5 (K=1).</i>	19
<i>Ilustración 3.5 Geometría morro elíptico</i>	19
<i>Ilustración 3.6 Parámetros fluidodinámicos de referencia (aire – modelado como gas ideal)</i>	20
<i>Ilustración 4.1 Geometría típica para las simulaciones numéricas. Se muestra el morro de referencia (cuña L/R=3)</i>	22
<i>Ilustración 4.2 Valores típicos de los parámetros de la Ilustración 4.1</i>	22
<i>Ilustración 4.3 Denominación de los diferentes segmentos que delimitan el dominio fluido.</i>	22
<i>Ilustración 4.4 Mallado del contorno del dominio fluido.</i>	23
<i>Ilustración 4.5 Malla A</i>	24
<i>Ilustración 4.6 Malla B</i>	24
<i>Ilustración 4.7 Malla C</i>	24
<i>Ilustración 4.8 Distribuciones de presión la línea de simetría de revolución antes del morro (rojo) y en la superficie del morro (negro). Se muestra la presión manométrica para las Mallas A (arriba-izquierda), B (arriba-derecha) y C (abajo)</i>	25
<i>Ilustración 4.9 Comparación de la distribución de presión en la zona del morro para las 3 mallas bajo estudio.</i>	26
<i>Ilustración 4.10 Comparación de la distribución de presión en la zona afectada por las ondas de expansión.</i>	26
<i>Ilustración 4.11 Evolución de los residuales en las simulaciones convergentes</i>	27
<i>Ilustración 4.12 . Configuración del modelo viscoso, del fluido bajo estudio y los valores de referencia.</i>	28
<i>Ilustración 4.13 Mallado y vectores de velocidad a la entrada y la salida del dominio computacional con las condiciones de contorno impuestas.</i>	28
<i>Ilustración 5.1 Distribuciones del coeficiente de presión en las distintas geometrías. En el eje de abscisas se muestra la distancia al origen del morro adimensionalizada con su longitud.</i>	34
<i>Ilustración 5.2 CD basado en A_t para los distintos morros (eje de abscisas) y Mach (leyenda)</i>	36
<i>Ilustración 5.3 Efecto de la relación L/R en morros cónicos. Izquierda: valores de resistencia y coeficientes de resistencia (entre paréntesis) en función de la relación L/R y M. Derecha: distribuciones de presión para M=2</i>	37
<i>Ilustración 5.4 Efecto de la geometría del morro para L/R = 3. Izquierda: valores de resistencia y coeficientes de resistencia (entre paréntesis) para varios morros y M. Derecha: distribuciones de presión para M=2</i>	38
<i>Ilustración 5.5 Distribuciones de presión para M=2 de los morros con relación L/R=1</i>	40
<i>Ilustración 5.6 Líneas de corriente mostrando la separación de la onda de choque en el morro 2</i>	40

Índice de tablas

<i>Tabla 4.1</i> Parámetros de mallado de los segmentos del dominio fluido en la malla A.....	23
<i>Tabla 5.1</i> Geometrías de los morros estudiados y denominación de los mismos.....	29
<i>Tabla 5.2</i> Campos de velocidades (en número de Mach).....	30
<i>Tabla 5.3</i> Campos de velocidades (en número de Mach). Detalle de la zona del morro.....	32
<i>Tabla 5.4</i> Campos de presiones (en Pa). Detalle de la zona del morro.....	33
<i>Tabla 5.5</i> Fuerza de Resistencia total (en N) para los distintos morros y M incidentes.....	35
<i>Tabla 5.6</i> Valor del coeficiente de resistencia (c_D) para los distintos morros y M incidentes. En primer lugar, se muestra el valor calculado con A_{wet} y entre paréntesis con A_t	36
<i>Tabla 5.7</i> Ratio Resistencia de presión / Resistencia total para los distintos morros y M incidentes.....	37

Capítulo 1. Introducción

El presente Trabajo Final de Grado se centra en el estudio de la influencia que tiene una geometría axilsimétrica en el campo fluido alrededor de la misma cuando la corriente incidente es supersónica. El estudio se ha realizado de manera numérica haciendo uso de un paquete comercial de simulación fluidodinámica (CFD). Se ha realizado un estudio paramétrico en las distintas variables que aparecen en el problema para determinar su efecto, fundamentalmente, en la estructura de ondas de choque generada y la fuerza (resistencia) sobre cada geometría bajo estudio.

1.1. Motivación del Trabajo

Las geometrías axilsimétricas aparecen recurrentemente en plataformas que pueden alcanzar velocidades supersónicas. Los dos ejemplos prototípicos son los morros de los aviones de combate y los misiles. El hecho de moverse a velocidades supersónicas da lugar a que cuando el fluido interacciona con el cuerpo, se generan las conocidas como ondas de choque. El detalle de la geometría del cuerpo condiciona la intensidad y estructura de estas ondas, dando lugar a un campo fluido que puede ser bastante complejo, como se observa en la Ilustración 1.1, fotografía tomada por NASA de 2 aviones en formación volando a velocidades supersónicas.

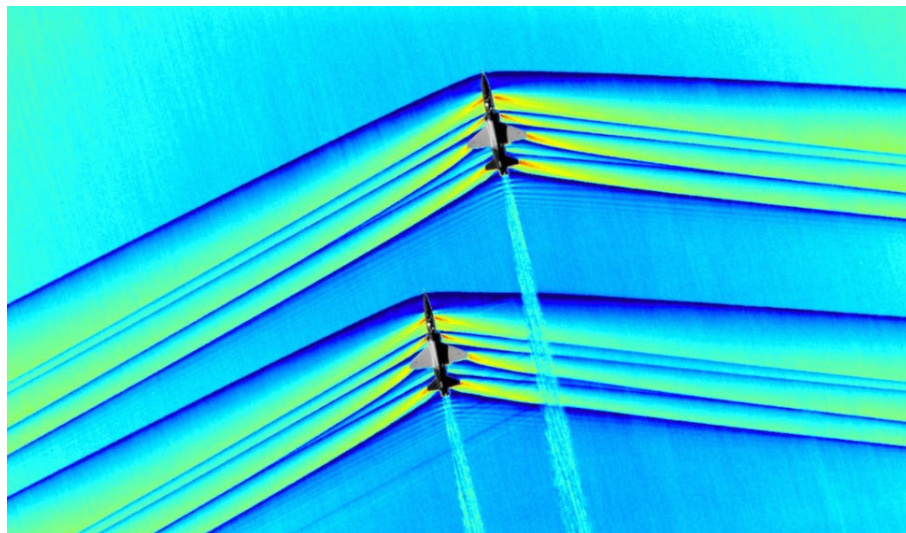


Ilustración 1.1 Imagen de la interacción de ondas de choque entre dos aeronaves volando en régimen supersónico [1]

La existencia de ondas de choque impacta en las prestaciones de la aeronave, pues, asociadas a las mismas, aparecerá una fuerza resistiva y, adicionalmente, producen el denominado “boom sónico”, perceptible a nivel del suelo si la onda de choque llega al mismo, generando un fuerte gradiente de presión que se traduce en un sonido de gran intensidad y molesto. (Ilustración 1.2).

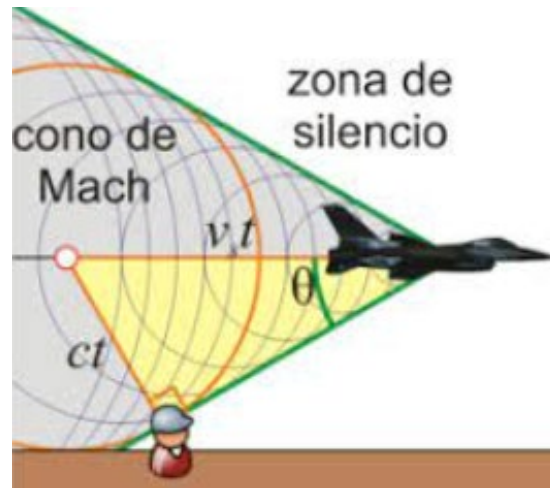


Ilustración 1.2 Imagen de la interacción de ondas de choque entre una aeronave volando en régimen supersónico y el suelo

Como se ha expuesto anteriormente, abordar el problema de una aeronave o un misil completo en régimen supersónico es muy complejo. En este trabajo se simplifica el análisis a la zona de morro de la aeronave o misil de cara a cuantificar la influencia que tiene la geometría de la misma en la resistencia que sufre la aeronave (independizándola de otros efectos geométricos y fluidodinámicos).

Además, la combinación de la geometría del morro y el Mach supersónico incidente dan lugar a distintas configuraciones de ondas de choque, pudiendo estas encontrarse adheridas o separadas del morro (Ilustración 1.3), lo que impacta notoriamente en la configuración del campo fluido, la distribución de presión en el morro, y consecuentemente la resistencia aerodinámica. En particular, el ángulo local respecto a la horizontal en la zona delantera del morro (borde de ataque) es el principal parámetro que da lugar a que aparezcan las distintas configuraciones de las discontinuidades del campo fluido.

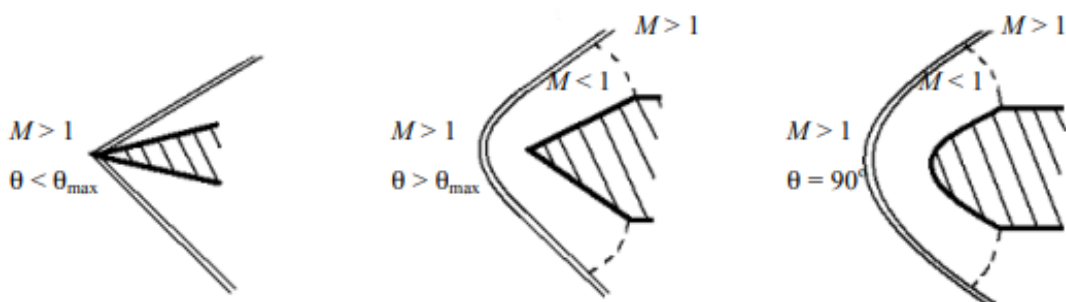


Ilustración 1.3 Separación de la onda de choque en función del ángulo de cuña

Para remarcar el concepto anterior, las Ilustraciones 1.4 y 1.5 muestran visualizaciones de flujos para un cuerpo con borde de ataque afilado (Ilustración 1.5) y otro cuerpo con borde de ataque redondeado (ángulo local del flujo en el borde de ataque de 90°) (Ilustración 1.4). En el cuerpo con borde de ataque redondeado se aprecia claramente la separación de la onda de choque del mismo en contraposición a lo que ocurre en un cuerpo con borde de ataque afilado (en particular, en la fotografía el ángulo de cuña es pequeño).

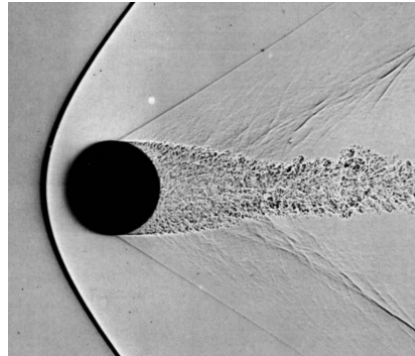


Ilustración 1.4 Separación de la onda de choque en modelo esférico

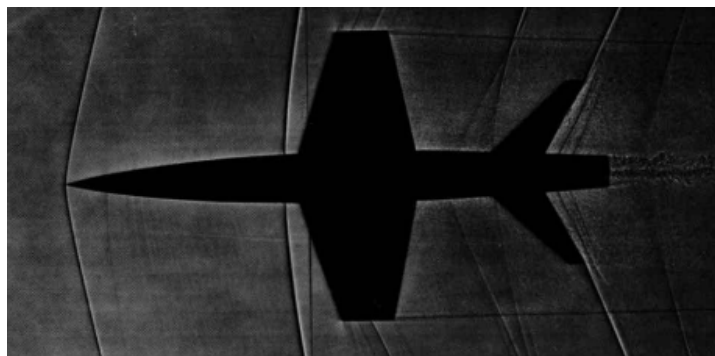


Ilustración 1.5 Estructura de ondas de choque en un modelo de aeronave en régimen supersónico. Se puede apreciar la adherencia de la onda de choque en la zona del borde de ataque del modelo.

Adicionalmente, la Ilustración 1.4 muestra la evidente separación de la capa límite y su prolongación en una estela de anchura del orden el tamaño del cuerpo. Se puede observar la existencia de discontinuidades del campo fluido (del tipo ondas de choque oblicuas) en el punto de separación, lo que contribuye, adicionalmente a los efectos asociados a la separación en régimen subsónico (existencia de un gradiente adverso de presión por la variación de geometría impuesta por el cuerpo) a que se produzca la separación, dado el salto de presión adverso que, localmente, impone la onda de choque.

1.2. Objetivos del Trabajo

El objetivo global del trabajo, como se ha comentado anteriormente, es cuantificar el impacto de una geometría de morro en el campo fluido y en la resistencia aerodinámica sobre el mismo bajo condiciones supersónicas. Para lograr este objetivo global se plantean los siguientes objetivos específicos:

1. Revisión de la bibliografía existente para el problema bajo estudio.
2. Selección de los parámetros geométricos de las geometrías a estudiar.
3. Familiarización con el paquete ANSYS para la generación de la geometría, mallado y simulación.
4. Validación de los parámetros de mallado con un caso de referencia (cono) y análisis de sensibilidad de malla y convergencia.
5. Realización de simulaciones
 - a. Variación de la geometría para Mach incidente fijo.
 - b. Variación del Mach incidente para geometría fija.
6. Análisis de los resultados: definición de los parámetros de mérito para la comparación de los diferentes casos y cálculo de los mismos desde los resultados de las simulaciones.
7. Valoración de la existencia de una geometría de morro óptima.

1.3. Estructura del Trabajo

Este trabajo consta de 6 capítulos. En este primero se muestra la motivación del trabajo, junto con un breve resumen de los fenómenos que aparecen en vuelo supersónico. En el Capítulo 2 se comentan brevemente algunos conceptos y los fundamentos teóricos relacionado con los fenómenos que aparecen en vuelo supersónico, en particular, la aparición de las ondas de choque y expansión y se presentan los resultados fundamentales de varios trabajos relacionados con el problema estudiado.

Una vez concluido el bloque teórico de los dos primeros capítulos, el Capítulo 3 muestra las diversas geometrías de morros que se han considerado para su estudio en condiciones de flujo supersónico. El Capítulo 4 presenta los aspectos generales de las simulaciones numéricas realizadas: generación de geometría, análisis del mallado y configuración de los parámetros de simulación.

Finalmente, el Capítulo 5 muestra los resultados obtenidos de la batería de simulaciones para diferentes geometrías de morro y números de Mach supersónicos de la corriente libre, comparando los campos fluidos y los parámetros de mérito globales de las simulaciones, y valorando la existencia de una geometría óptima de morro en el rango de M y parametrizaciones estudiadas. En el Capítulo 6 se resumen las principales conclusiones del trabajo.

Capítulo 2. Revisión bibliográfica

En este capítulo se sintetizan los trabajos encontrados en relación al problema bajo estudio. En el primer epígrafe, se presentan los fenómenos de ondas de choque y expansión en flujos supersónicos, fundamento teórico del problema. A continuación, se recogen las conclusiones de los trabajos encontrados en relación al problema particular de las geometrías de morro de aeronaves supersónicas y misiles.

2.1. Origen de la resistencia del cono de morro. Ondas de choque y expansión

En este apartado se desarrolla brevemente la teoría básica de ondas de choque y expansión en flujos supersónicos. Estos fenómenos se conocen como discontinuidades del campo fluido, con variaciones abruptas de la presión, temperatura, ... y aparecen, en el caso que nos ocupa, cuando, un cuerpo (aeronave) se mueve a velocidad supersónica respecto a un fluido (esto es, cuando la aeronave supera la velocidad del sonido).

En un fluido en reposo, una pequeña perturbación de la presión en un punto se transmite en forma de onda esférica en todas las direcciones con la misma intensidad y a la velocidad del sonido. Esta velocidad, para gases ideales se calcula como:

$$C = \sqrt{\gamma * R_g * T}$$

siendo:

- C , la velocidad del sonido, expresada en m/s
- γ , el coeficiente adiabático del gas, relación entre Calor específico a presión constante y Calor específico a volumen constante. En el aire en condiciones estándar: $\gamma = \frac{c_p}{c_v} = 1,4$
- R_g , constante de los gases ideales para el fluido en cuestión. En el aire: 287 J/Kg*K
- T , la temperatura del medio expresada en K

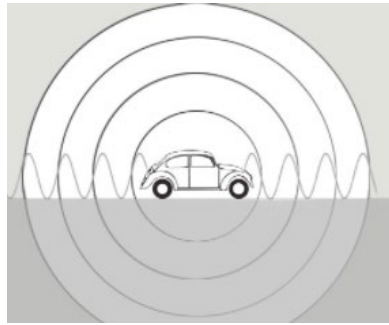


Ilustración 2.1 Propagación de ondas debido a una perturbación de presión (debida a un cuerpo en la figura) en un fluido en reposo.

Sin embargo, si existe un movimiento relativo entre el cuerpo y el fluido la propagación de las las perturbaciones en la presión se ven modificadas. Si la velocidad relativa cuerpo-fluido es menor que la velocidad del sonido (régimen subsónico), las ondas se concentrarán en el sentido del movimiento y estarán más separadas en sentido contrario (Ilustración 2.1.izq). Cuando la velocidad relativa coincide con la velocidad del sonido (régimen sónico) las ondas se concentran en el punto de referencia del desplazamiento del móvil (Ilustración 2.2.centro). Finalmente, si dicha velocidad relativa es superior a la velocidad del sonido (régimen supersónico) se crea el llamado Cono de Mach (Ilustración 2.2.der).

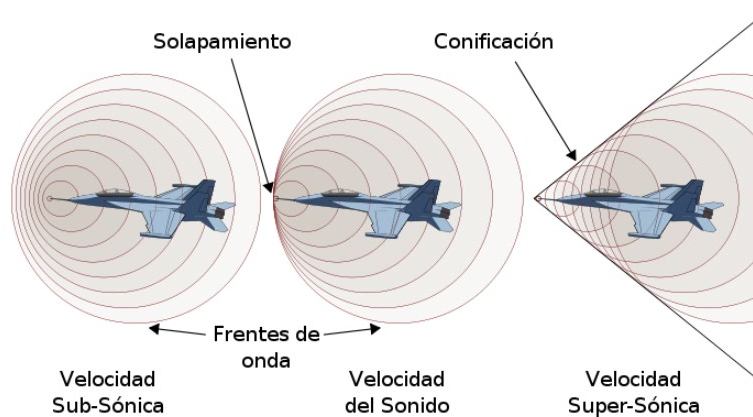


Ilustración 2.2 Propagación de ondas de presión generadas por un cuerpo en movimiento en el seno de un fluido.

Este trabajo se centra en móviles con una velocidad de desplazamiento superior a la del sonido, dando lugar al mencionado Cono de Mach. Este cono está delimitado, como se puede ver la imagen anterior en 2D, por las llamadas líneas de Mach, las líneas tangentes a las ondas de presión producidas por el móvil en su desplazamiento. La característica principal del Cono es su ángulo de apertura (grado de inclinación de las líneas de Mach), formado entre la línea de Mach y la dirección del móvil, y determinado por la velocidad a la que se desplaza el móvil, un desplazamiento a mayor velocidad deviene en un menor ángulo del Cono de Mach, como se puede observar en la Ilustración 2.3.

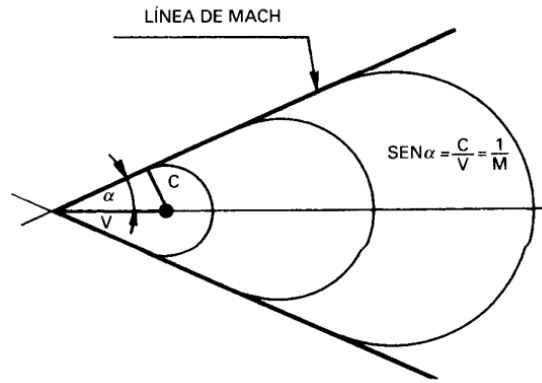


Ilustración 2.3 Relación entre la velocidad del móvil y el ángulo del Cono de Mach

Otro fenómeno asociado al vuelo en régimen supersónico es el conocido como ondas de choque, estas aparecen en el caso analizado como respuesta del campo fluido a una perturbación (morro de la aeronave) a la que no se puede adaptar de manera progresiva, dado que la información de la misma (onda de presión generada por la perturbación) llega con posterioridad a esta (la perturbación viaja a una velocidad mayor que la del sonido y las ondas de presión a la velocidad del sonido). Estas ondas, también llamadas de compresión, se pueden clasificar en dos tipos: normales y oblicuas (denominadas “de compresión”). Finalmente, pueden aparecer también, cuando se pretende hacer una difusión de una corriente supersónica, otro tipo de discontinuidades conocidas como ondas “de expansión”.

La formulación analítica para el estudio de estos fenómenos se puede encontrar en libros generalistas de Mecánica de Fluidos, como [12], para el caso de flujos bidimensionales. Para ciertos casos tridimensionales, como flujos potenciales supersónicos en geometrías axilsimétricas, hay que acudir a manuales específicos de flujo compresible, p.ej. [13]. En geometrías más complejas y realistas, incluyendo efectos viscosos, este tipo de problemas está tratado en publicaciones científicas especializadas.

2.1.1. Ondas de choque normales

Este fenómeno ocurre cuando la onda de choque es perpendicular o casi perpendicular a la dirección de la corriente, en este caso, apenas existe un cambio en la dirección del flujo al atravesarla, pasando directamente de flujo supersónico antes de la onda de choque a flujo subsónico tras la misma. Esto ocurre, por ejemplo, cuando se mueve un cuerpo romo en el seno de un flujo supersónico, como se puede apreciar en la Ilustración 2.4.

A pesar de que en este trabajo no se van a analizar cuerpos romos, sí aparecerán ciertas geometrías de morro con un ángulo local en el borde de ataque lo suficientemente grande para

un posible desprendimiento de una onda de choque oblicua, generando una onda de choque normal (Ilustración 2.5).

La existencia de ondas de choque normales implica un fuerte incremento de la presión del fluido debido a la fuerte deceleración que sufre (de supersónico a subsónico), con lo que la resistencia (debida a diferencias de presiones entre la zona del morro y el ambiente) incrementa enormemente.

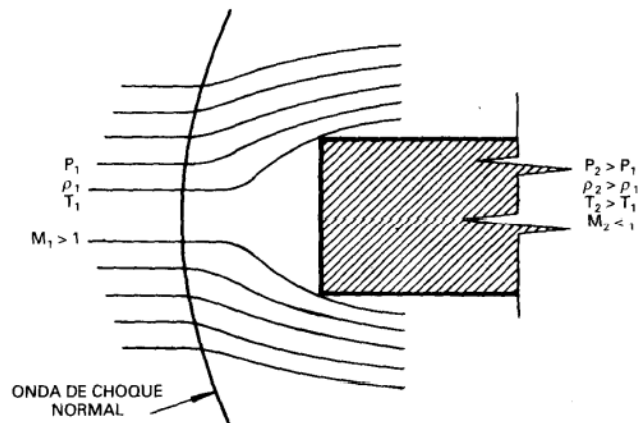


Ilustración 2.4 Onda de choque normal en un cuerpo romo con onda desprendida

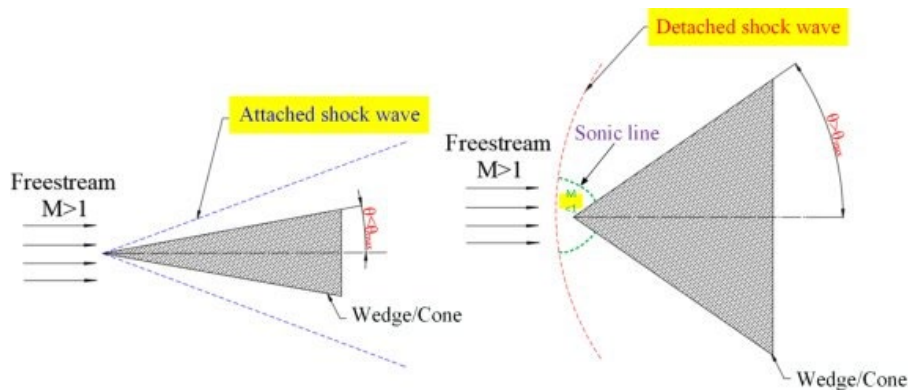


Ilustración 2.5 Onda de choque normal sin desprendimiento de onda [11]

2.1.2. Ondas de choque oblicuas

Este tipo de ondas de compresión aparece cuando un cuerpo (en la mayoría de textos docentes) en forma de cuña (Ilustración 2.6) se mueve en régimen supersónico en un fluido imponiendo un cambio de dirección de la corriente de forma brusca al llegar el cuerpo a cualquier punto del campo fluido.

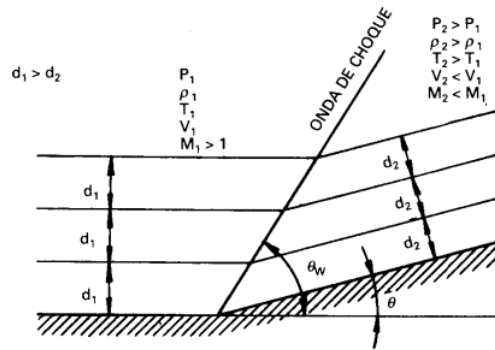


Ilustración 2.6 Onda de choque oblicua

En este caso, a diferencia de lo que ocurre para ondas de choque normales, las líneas de corriente cambian de dirección. Además, este tipo de ondas dan lugar a una deceleración del fluido, que mantiene velocidad supersónica tras atravesar la onda. Este fenómeno se deriva de la Ilustración 2.7, donde se aprecia que la componente de velocidad tangencial a la onda no sufre modificación, variando solo la componente de velocidad normal a la onda, para la que sería de aplicación la teoría de ondas de choque normales. Por tanto, en contraposición a las ondas de choque normales donde la deceleración llevaba a flujos subsónicos y fuertes aumentos de presión, la menor deceleración en estos casos implica un menor incremento de presión y por tanto de resistencia debida a la misma.

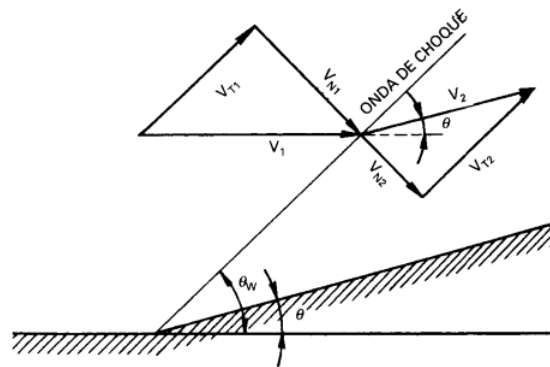


Ilustración 2.7 Componentes de la velocidad en una onda de choque oblicua

2.1.3. Ondas de expansión

El último tipo de discontinuidad de interés para este trabajo son las conocidas como ondas “de expansión”. Este fenómeno tiene lugar cuando el flujo de corriente se encuentra con un cambio en la geometría del cuerpo en el que incide que permita una expansión progresiva del propio flujo, como se muestra en la Ilustración 2.8.

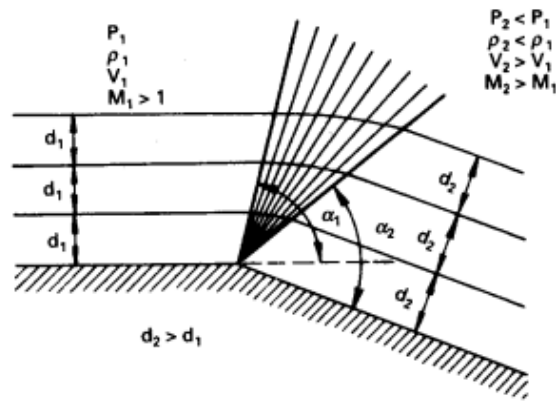


Ilustración 2.8 Onda de expansión

Al contrario de lo que ocurre en ondas de choque, en las ondas de expansión hay un incremento de velocidad (y de Mach) aguas abajo de las mismas, con la correspondiente disminución de la presión. Además, se trata de un proceso no disipativo, esto es reversible, en contraposición al fenómeno disipativo asociado a las ondas de choque (donde se produce un incremento de temperatura). Finalmente, como se muestra en la Ilustración 2.9, las velocidades tangenciales no varían, pero, en contraposición de las ondas de compresión, velocidades normales a las ondas sufren una aceleración hasta un valor sónico.

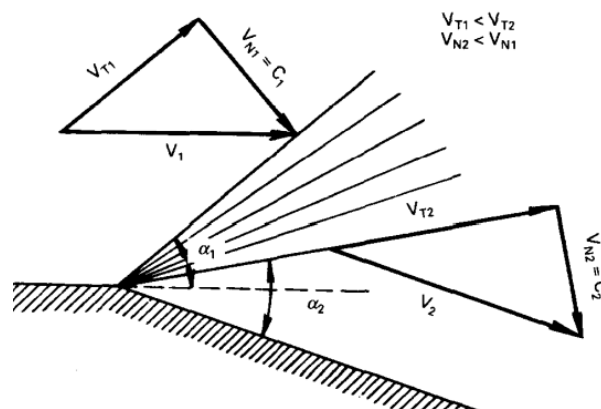


Ilustración 2.9 Triángulo de velocidades en una onda de expansión

2.2. Revisión de las geometrías de morro para aviación supersónica

Se presentan a continuación las geometrías de morros que, según la literatura [8], mejores prestaciones han presentado para aviación supersónica, detallando sus principales características (para las diferentes geometrías, las relaciones funcionales que definen el morro se pueden encontrar en [14]). Algunas de estas geometrías serán empleadas en las simulaciones realizadas en este trabajo.

- **Morro cónico:**

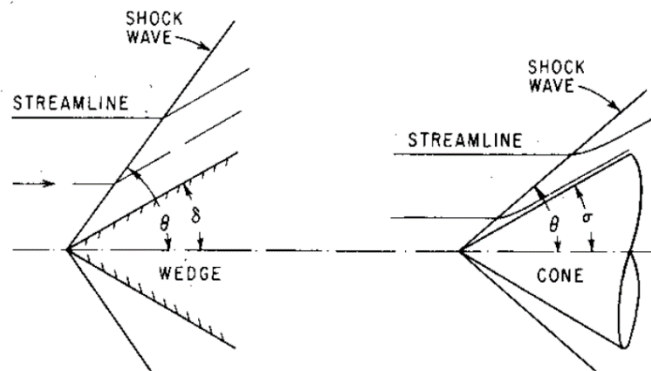


Ilustración 2.10 Morro de cuña (izquierda) y cónico (derecha)

Este tipo de morro, en comparación con el morro de cuña (2D), presenta unas notables diferencias, debido a que el aire cambia de dirección en las 3 direcciones del espacio, en lugar de estar restringido a un movimiento en un plano.

Por otro lado, el ángulo producido por la onda de choque es menor que en el caso 2D de igual semiángulo, siendo también más débil, debido a que las líneas de corriente en el morro de cuña cambian de dirección abruptamente, mientras que en el morro cónico, lo hacen gradualmente [8].

Por último, las variables fluidas (presión, densidad, etc.) no son constantes tras la onda de choque en el caso del cono. Sin embargo, la teoría demuestra que la presión originada en el vértice del cono es constante a lo largo de su superficie.

- **Morro de ojiva:**

Siendo un morro similar al cónico, la geometría del mismo está formada por arcos de círculo en lugar de líneas rectas. Se puede distinguir entre la ojiva tangente y la ojiva secante.

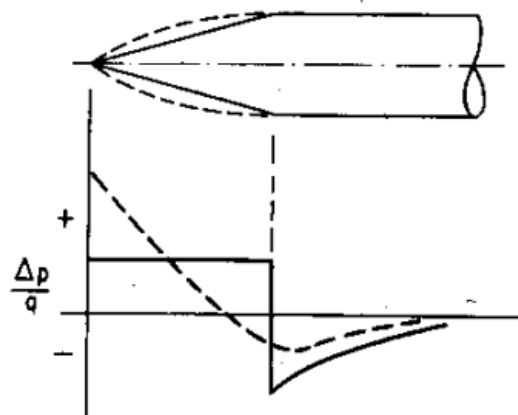


Ilustración 2.11 Comparación del morro cónico (línea continua) y de ojiva (línea discontinua)

Este morro es empleado más frecuentemente que el morro cónico dado que presenta una serie de ventajas respecto a este último, entre las que destacan: un volumen mayor para una misma base y longitud determinadas, mejor comportamiento estructural y una leve menor fuerza de resistencia aerodinámica [8].

- **Morros hemisféricos:**

Este tipo de morros (tienen forma de media esfera) son más utilizados en misiles, principalmente los que emplean localización por infrarrojos, por el volumen interior de que disponen para los equipos y las propiedades de propagación de ondas a través de estas superficies respecto a otras. Como contrapartida, la resistencia producida por este tipo de geometrías es del orden de 6 veces mayor que la asociada al morro de ojiva.

- **Otros morros**

Una gran variedad de geometrías se han empleado en misiles, estas se pueden considerar modificaciones del morro ojival empleando otras leyes funcionales. Las ilustraciones siguientes muestran las algunas de estas geometrías: geometrías según una curva potencial (Ilustración 2.12), geometrías basadas en parábolas modificadas (Ilustración 2.13) y las ojivas de Von-Karman y Haak (Ilustración 2.14). En la ilustración 2.15 se muestra una comparación cualitativa de varias de las geometrías expuestas en relación a la resistencia que generan.

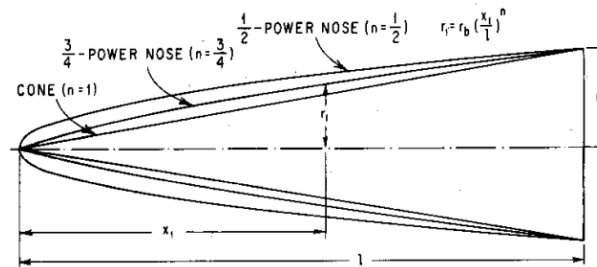


Ilustración 2.12 Ojivas basadas en funciones potenciales.

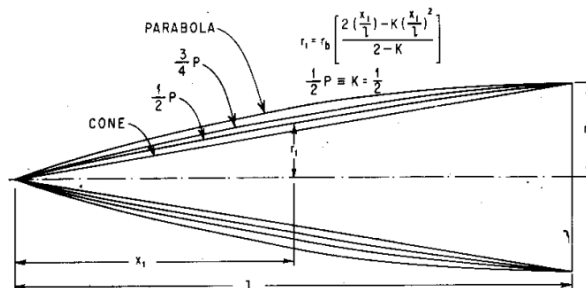


Ilustración 2.13 Ojivas basadas en funciones parabólicas.

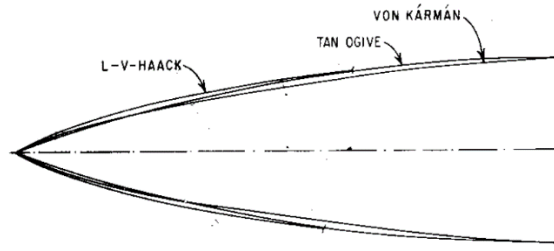


Ilustración 2.14 Perfiles de ojiva, LV-Haack y Von Karman.

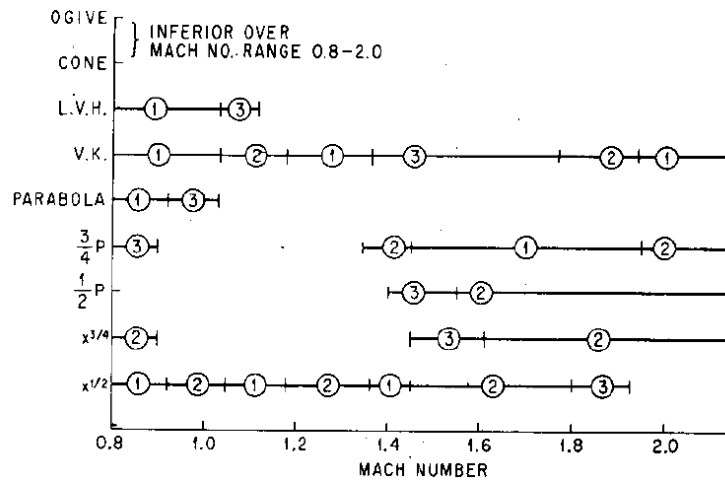


Ilustración 2.15 Comparación cualitativa de la resistencia de diferentes geometrías de morro en función del número de Mach para $l/d = 3$. (1) Drag óptimo (mínimo). (2) Mejor Drag. (3) Buen Drag

2.3. Otros trabajos

En relación a la temática abordada en este trabajo, la referencia [6] estudia la influencia de los parámetros de vuelo y geometría de cuerpos de revolución (Ilustración 2.16) en régimen supersónico en el fenómeno del *Sonic Boom*. El autor emplea como referencia un morro cónico, concluyendo que, al incrementar el ángulo de apertura del cono, se produce una sobrepresión mayor (en el suelo), a un Mach determinado (Ilustración 2.17), a consecuencia de la onda de choque que se forma en el morro del móvil. como se muestra en las siguientes imágenes:

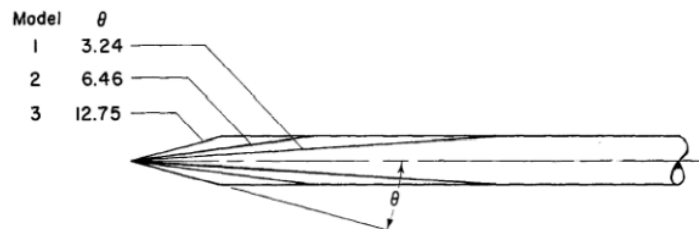


Ilustración 2.16 Modelos de morros cónicos en [6].

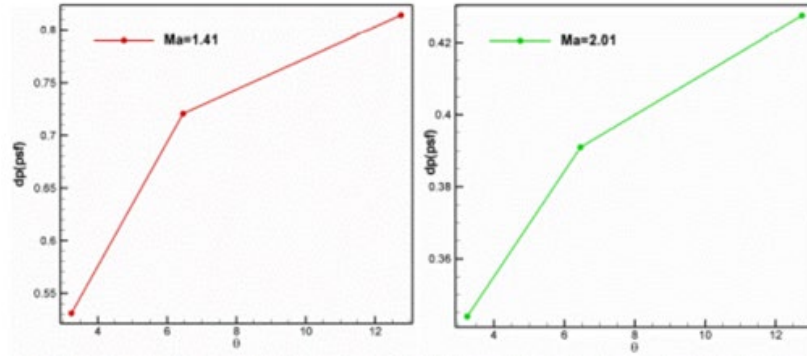


Ilustración 2.17 Evolución de la sobrepresión en el suelo en función del ángulo de cono del morro ($M=1,41$ (izq) y $M=2.01$ (der))

Por otro lado, el autor estudia la influencia del número de Mach y el ángulo en morros con el borde de ataque redondeado (romo) (Ilustración 2.18) Para cada uno de estos morros se presenta el valor de la sobrepresión máxima en el suelo en función del Mach.

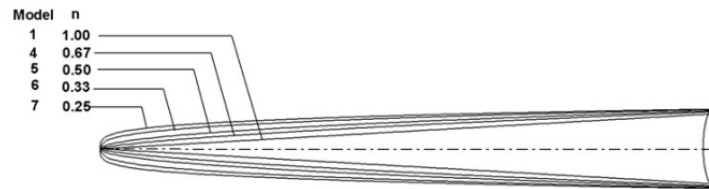


Ilustración 2.18 Referencias de modelos de morros con borde de ataque romo

Los resultados del análisis anterior se muestran en la Ilustración 2.19, concluyendo que existe un morro óptimo (mínima sobrepresión) para cada Mach incidente. El óptimo se desplaza a valores menores del parámetro “n”, esto es, geometrías más romas, al aumentar el número de Mach incidente.

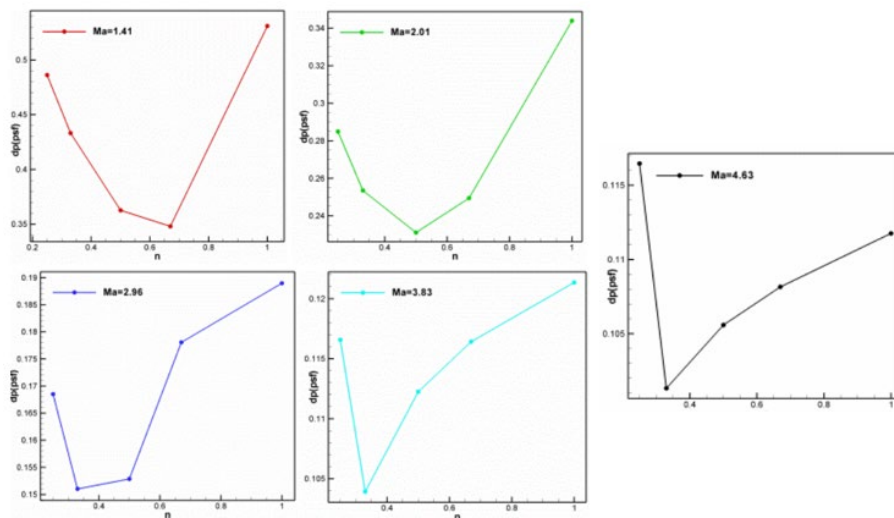


Ilustración 2.19 Evolución de la máxima sobrepresión en el suelo para diferentes modelos y M . Cada gráfica corresponde a un valor de M . El eje de abscisas muestra el parámetro n (Ver Ilustración 2.18)

Por otro lado, la referencia [7], expone una comparativa del coeficiente de resistencia (C_d) para distintas geometrías a diferentes números de Mach. Los resultados principales se muestran en la Ilustración 2.20. En esta figura (lado izquierdo) se puede apreciar cómo, aproximadamente a $M=1,1$, se obtiene un incremento de C_d en la geometría cónica, pico mucho menos acusado en la geometría parabólica, obteniendo un valor máximo de C_d menor. En relación a las geometrías denominadas LV-Haack y Von Karman, la variación de C_d en la zona transónica es mucho más gradual, obteniendo valores máximos de dicho parámetro menores que en los casos anteriores. Además, el morro denominado Von Karman presenta los menores valores de C_d en el rango estudiado por lo que sería la geometría óptima dentro de las analizadas. Finalmente, en la Ilustración 2.20 (derecha), se comparan resultados extrapolados del modelo que se presenta en el trabajo para varias geometrías, se aprecia que el modelo se ajusta a los resultados experimentales y reproduce el comportamiento óptimo de la geometría de Von Karman en el rango de velocidades estudiadas.

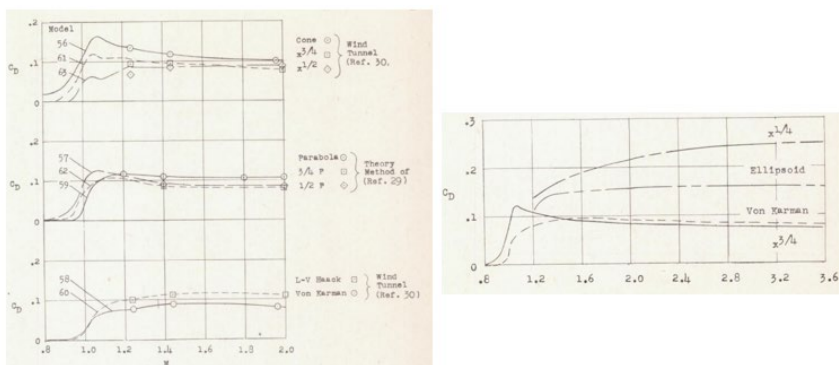


Ilustración 2.20 Comparativa de C_d en los diferentes tipos de morros de aeronaves variando el número de Mach

Capítulo 3. Planteamiento del problema

Este capítulo presenta las principales características geométricas y parámetros fluidodinámicos considerados para el problema bajo estudio.

3.1. Parametrizaciones de la geometría del cono de morro

Se consideran 2 longitudes ligadas a la geometría del morro.

- Longitud característica del problema: R . Es el radio en el que finaliza el cono de morro axilsimétrico.
- Relación de aspecto: $\frac{L}{R}$. Mide la esbeltez del morro, siendo L la longitud del mismo (desde el borde de ataque hasta el comienzo de la zona cilíndrica)

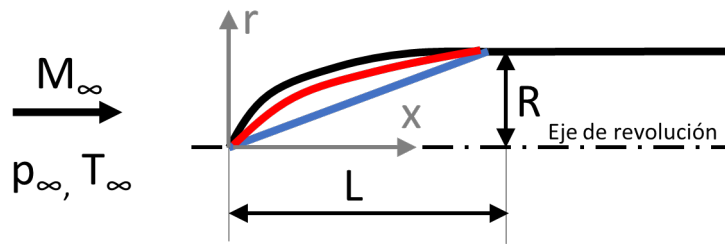


Ilustración 3.1 Parámetros geométricos generales de los morros

Para las geometrías de los morros, se han considerado varias relaciones funcionales adimensionales de la forma $\frac{r}{R} = f\left(\frac{x}{L}\right)$. Estas geometrías son las siguientes:

- Morro cónico (designado como Morros 1): $\frac{r}{R} = \frac{x}{L}$ (ángulo de cono $\tan(\theta) = \frac{R}{L}$). Para este morro se han analizado tres relaciones de aspecto ($\frac{L}{R} = 1, 3$ y 5). La relación de aspecto de 3 (Morro 1) es empleada como referencia para el ajuste de los parámetros de las simulaciones. La relación de aspecto menor es referida como “Morro 1S” y la mayor como “Morro 1L” (Ilustración 3.2).

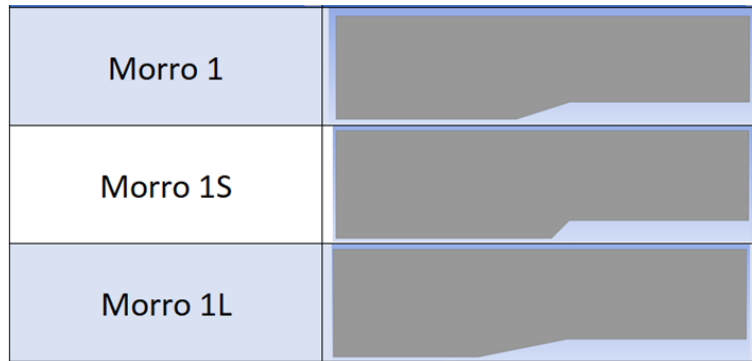


Ilustración 3.2 Geometría morro cónico y sus variantes

- Morro Polinómico (Morro 2). Se ajusta la función del radio a un polinomio de 4º grado $\frac{r}{R} = A \left(\frac{x}{L}\right)^4 + B \left(\frac{x}{L}\right)^3 + C \left(\frac{x}{L}\right)^2 + D \frac{x}{L} + E$, donde los coeficientes del polinomio se calculan para verificar las siguientes condiciones:

- $\frac{x}{L} = 0: \frac{r}{R} = 0, \frac{d(r/R)}{d(x/L)} = \tan(\phi)$
- $\frac{x}{L} = 1: \frac{r}{R} = 1, \frac{d(r/R)}{d(x/L)} = 0, \frac{d^2(r/R)}{d(x/L)^2} = 0$



Ilustración 3.3 Geometría morro polinómico

Este morro, mostrado en la Ilustración 3.3 se ha simulado para la relación de aspecto $L/R = 1$.

- Morros Parabólicos (Morros 3, 4 y 5). Se ajustan a funciones $\frac{r}{R} = R \left(\frac{2 * (\frac{x}{L}) - K * (\frac{x}{L})^2}{2 - K} \right)$, siendo K un parámetro modulador de la geometría que toma los siguientes valores en los casos estudiados
 - Morro 3: $K = 0.5$ (1/2 parábola)
 - Morro 4: $K = 0.75$ (3/4 parábola)
 - Morro 5: $K = 1$ (parábola)

La Ilustración 3.4 muestra la geometría de los morros estudiados, en todos ellos la relación de aspecto se ha mantenido en $L/R = 3$.

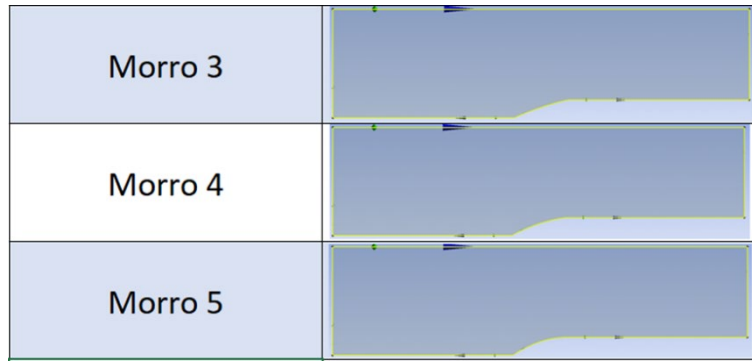


Ilustración 3.4 Geometrías de morros parabólicos. Morro 3 ($K=0.5$). Morro 4 ($K=0.75$). Morro 5 ($K=1$).

- Morro Elíptico (Morro 6): La geometría es definida por $\frac{r}{R} = R\sqrt{1 - \frac{x^2}{L^2}}$ y se muestra en la Ilustración 3.5. La relación de aspecto de este morro es $L/R = 3$.



Ilustración 3.5 Geometría morro elíptico

3.2. Parámetros fluidodinámicos en las simulaciones

Para las simulaciones numéricas se ha considerado como fluido de trabajo el aire (fluido compresible y modelado como gas ideal) y se han empleado valores de referencia estándar para la presión y la temperatura del flujo incidente: $p_\infty = 101325$ Pa, $T_\infty = 288$ K.

En los casos estudiados, para cada una de las geometrías expuestas anteriormente, se han analizado tres condiciones de vuelo supersónico, variando el Mach de la corriente en los valores $M_\infty = 1.5, 2, 2.5$. De esta forma, el número de Reynolds en cada simulación se puede calcular como $Re_R = \frac{\sqrt{\gamma} p_\infty M_\infty R}{\mu \sqrt{R_g T_\infty}} = 2.25 \cdot 10^7 M_\infty R$ (con $R_g = 287$ J/kgK, $\mu = 1.7894 \cdot 10^{-5}$ Pa·s). El resto de valores de referencia se muestran en la Ilustración 3.6, capturada del interfaz gráfico del software de simulación.

Finalmente, hay que destacar que, debido a las limitaciones computacionales de la versión licenciada para estudiantes del software empleado, así como la potencia de cálculo del equipo disponible, las simulaciones se han realizado bajo la consideración de flujo laminar.

Reference Values	
Area [m ²]	1
Density [kg/m ³]	1.225
Enthalpy [J/kg]	1861.896
Length [m]	1
Pressure [Pa]	101325
Temperature [K]	288.25
Velocity [m/s]	0
Viscosity [kg/(m s)]	1.7894e-05
Ratio of Specific Heats	1.4
Yplus for Heat Tran. Coef.	300

Ilustración 3.6 Parámetros fluidodinámicos de referencia (aire – modelado como gas ideal)

Capítulo 4. Generalidades de las simulaciones numéricas

En este capítulo se comentan ciertos aspectos generales de las simulaciones numéricas realizadas. Estas se han realizado en el paquete comercial ANSYS, que implementa todos los módulos necesarios para la realización de las mismas: generación de geometría, mallado, cálculos fluidodinámicos y postproceso. En particular, para los cálculos fluidodinámicos se ha empleado la aplicación ANSYS Fluent.

4.1. Generación de la geometría

El proceso de generación de la geometría se ha realizado en la aplicación ANSYS Geometry. Las geometrías de los morros se han ajustado a las leyes expuestas en el epígrafe 3.2, generando un conjunto de 100 puntos entre $x/L = 0$ ($y/R = 0$) y $x/L = 1$ ($y/R = 1$) en la aplicación MS Excel que posteriormente se exporta al módulo Geometry. Para la longitud de referencia (R) se ha considerado un valor de $R = 1\text{m}$. Estos puntos se ajustan a curvas tipo spline y se completa el dominio computacional con las siguientes distancias (ver Ilustraciones 4.1 y 4.2):

- Desde el origen del dominio (donde se imponen las condiciones de contorno de entrada) hasta el comienzo del morro: esta longitud se ha fijado en $10R$ ($L1$ en Ilustración 4.1) para que la presencia del morro no interfiera en las condiciones del flujo libre.
- Desde el final del morro hasta el final del dominio: igualmente se ha fijado en $10R$ ($H7$ en Ilustración 4.1) con la finalidad de que la geometría y la estructura de ondas de choque no afecte a las condiciones de contorno de salida del dominio computacional.
- Altura del dominio computacional (a la entrada y perpendicular al flujo incidente): $6R$ (en la salida esta altura se reduce a $5R$ ($V8$ en Ilustración 4.1)), de modo que la condición impuesta en la frontera superior se vea poco perturbada por la presencia del cuerpo y no modifique la estructura de ondas de choque generadas por el mismo.

Las Ilustraciones 4.1 y 4.2 muestran la geometría generada y los valores para el caso de referencia seleccionado para el ajuste de los parámetros de las simulaciones, en particular, el análisis de sensibilidad de malla.

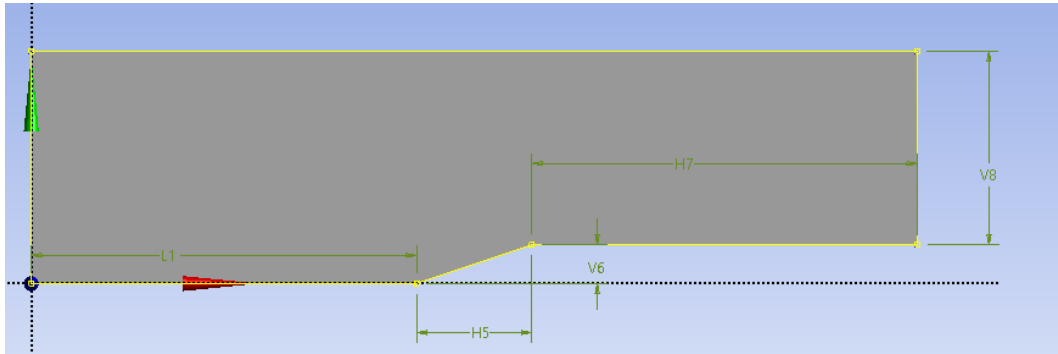


Ilustración 4.1 Geometría típica para las simulaciones numéricas. Se muestra el morro de referencia (cuña L/R=3)

Dimensiones: 5	
<input type="checkbox"/> H5	3 m
<input type="checkbox"/> H7	10 m
<input type="checkbox"/> L1	10 m
<input type="checkbox"/> V6	1 m
<input type="checkbox"/> V8	5 m

Ilustración 4.2 Valores típicos de los parámetros de la Ilustración 4.1

4.2. Definición de los parámetros de mallado (análisis de sensibilidad al tamaño de malla)

La generación de las mallas para las geometrías se realizó en la aplicación ANSYS Mesh. La Ilustración 4.3 muestra la denominación empleada en todas las simulaciones para la designación de los diferentes segmentos del contorno del dominio fluido (esta denominación se mantiene en todas las simulaciones para aprovechar la automatización de las mismas).

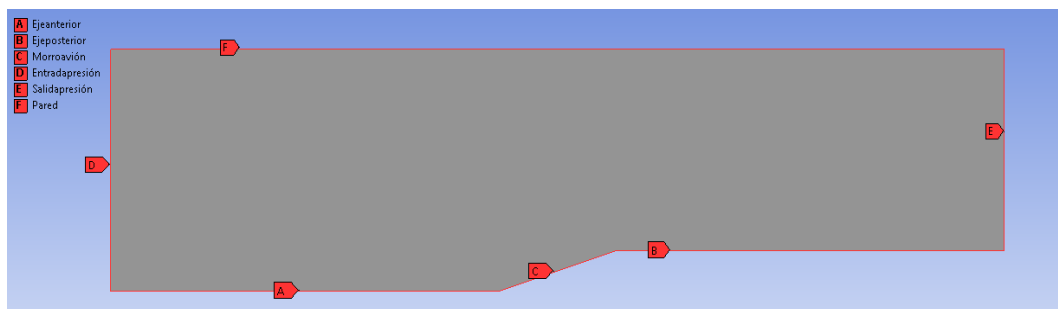


Ilustración 4.3 Denominación de los diferentes segmentos que delimitan el dominio fluido.

Para la tipología de la malla se optó por una malla estructurada, para ello se mallaron en primer lugar los distintos segmentos del contorno (Ilustración 4.4, a cuya nomenclatura se refiere el resto del párrafo). Para obtener la malla estructurada (de elementos cuadrangulares) el número de nodos total en los segmentos D, E y F debe coincidir con el número de nodos en el segmento C, del mismo modo que el número de nodos en A debe coincidir con el de F. El

mallado de los distintos segmentos se ha realizado teniendo en cuenta las regiones donde se precisa más detalle para obtener una solución correcta, así, para los segmentos verticales (A y B) se acumulan más nodos en la zona inferior que en la superior, empleando un factor de acumulación (*bias*) que permite el software, esto se justifica por la existencia de una capa límite en las paredes sólidas, lo que implica una necesidad de mayor resolución. Para los segmentos horizontales, se emplearon factores de acumulación de nodos en los segmentos D y F, de modo que la zona más próxima al morro presente una mayor densidad de nodos, siendo el espaciado constante en el segmento asociado al morro (E). Es de esperar que, en la zona próxima al morro, y especialmente en la zona delantera y trasera donde se producen giros bruscos de la corriente, sea necesaria una mayor resolución para captar las ondas de choque y expansión que se generarán en las mismas. En relación al segmento C se realizó un ajuste manual del factor de acumulación para que las nodos se acumularan en la región del mismo en la vertical de la zona de morro, de modo que los elementos de la malla no se deformaran mucho respecto a un cuadrilátero.

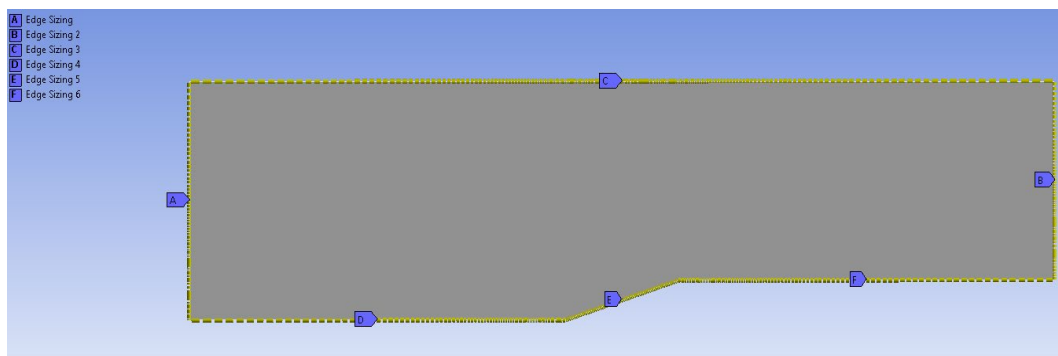


Ilustración 4.4 Mallado del contorno del dominio fluido.

Para el análisis de sensibilidad de la solución del problema a la malla se generaron 4 mallas (sobre la geometría de referencia: cuña con $L/R = 3$ y $M = 2.0$). Para la malla de referencia (malla A), se seleccionaron los siguientes parámetros para el mallado de los distintos segmentos (según nomenclatura de la Ilustración 4.4).

Segmento	A	B	C	D	E	F
Número de nodos	200	200	450	150	150	150
Factor Bias	30	30	60 (doble)	20	0	10

Tabla 4.1 Parámetros de mallado de los segmentos del dominio fluido en la malla A

La Ilustración 4.5 muestra el resultado de la Malla A.

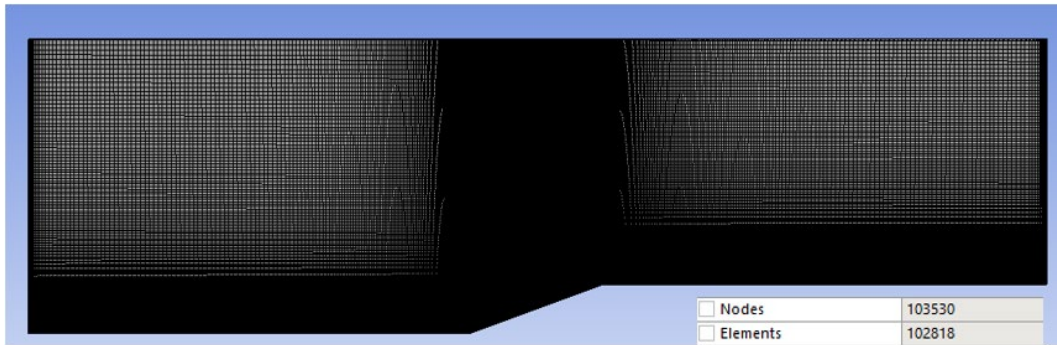


Ilustración 4.5 Malla A

Partiendo de los parámetros anteriores, se generaron dos mallas con una menor resolución. La denominada Malla B (mostrada en la Ilustración 4.6) en la que el número de nodos en cada segmento fue $2/3$ el valor de referencia, y la denominada Malla C (mostrada en la Ilustración 4.7) donde los nodos en cada segmento eran de $1/3$ el valor de referencia. Estas reducciones en el tamaño de malla se debían traducir en una mejora del tiempo de cálculo, teniendo que valorar las diferencias en los resultados respecto a la malla de referencia.

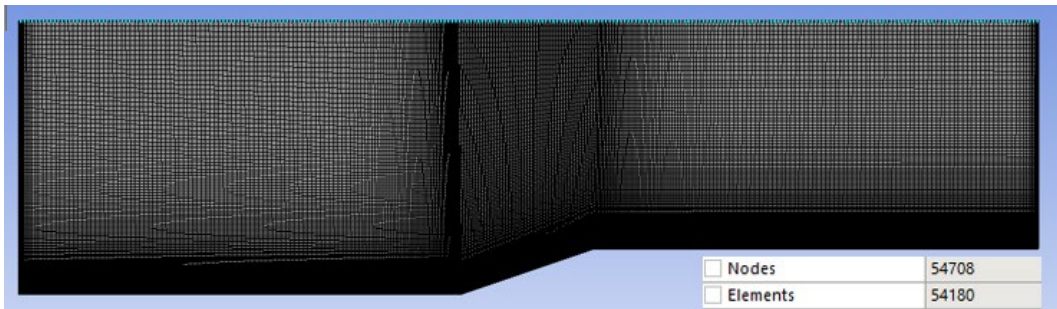


Ilustración 4.6 Malla B

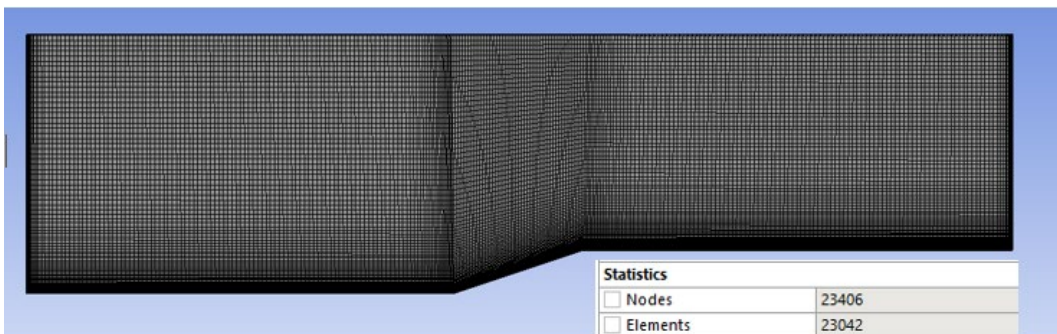


Ilustración 4.7 Malla C

Adicionalmente, para evaluar si la malla de referencia tenía resolución suficiente, se generó una nueva malla (Malla D) en la que el número de nodos en cada segmento fue $4/3$ el valor de referencia, que proporcionaba un número de elementos que no alcanzaba el máximo

posible con la licencia estudiantil de ANSYS. Sin embargo, las limitaciones de computación del equipo utilizado no permitieron la realización de estas simulaciones, necesitando un tiempo incompatible con el necesario para simular la batería de casos prevista.

Convergadas las simulaciones en las mallas A, B y C (en el epígrafe siguiente se detallarán las condiciones de contorno y criterio de convergencia) se compararon los resultados.

En primer lugar, se examinaron las distribuciones de presión en la herramienta “Plot” de Ansys FLUENT, realizando gráficas de presión estática (Eje de ordenadas) frente a posición (Eje de abscisas) para cada una de las simulaciones. La Ilustración 4.8 muestra la evolución de la presión estática en la dirección del flujo incidente desde el inicio del dominio computacional hasta el final del morro.

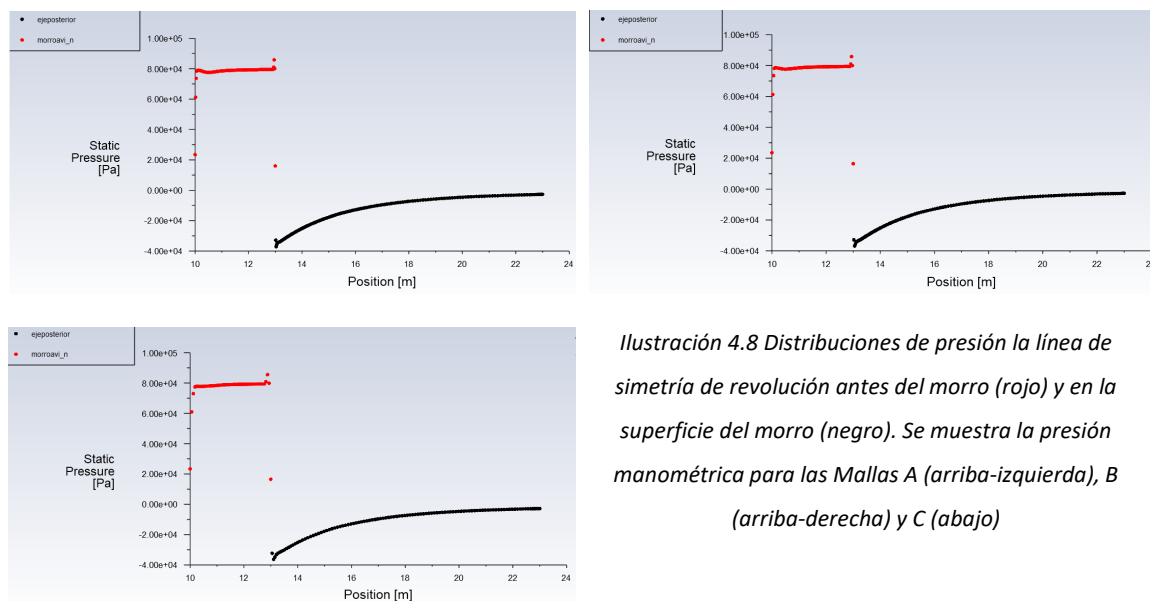


Ilustración 4.8 Distribuciones de presión la línea de simetría de revolución antes del morro (rojo) y en la superficie del morro (negro). Se muestra la presión manométrica para las Mallas A (arriba-izquierda), B (arriba-derecha) y C (abajo)

Con este análisis no se pudo apreciar correctamente las diferencias entre las mallas, intuyendo que la malla C presenta un comportamiento ligeramente diferente a las otras 2. Para poder realizar la comparación de manera más precisa se exportaron los resultados de las gráficas anteriores a MS Excel. La Ilustración 4.9 muestra el detalle de la distribución de presión en el morro, se puede observar que la diferencia entre las Mallas A y B es poco significativa, en tanto que la menor resolución de la malla C lleva a que los resultados comiencen a diferir, fundamentalmente en las zonas próximas a las ondas de choque y expansión de los obtenidos en los otros dos casos. Esta misma conclusión se obtiene del análisis de la zona posterior del morro y el inicio de la zona recta que define la parte posterior de la geometría (región en que aparecen ondas de expansión) que se muestra en la Ilustración 4.10.

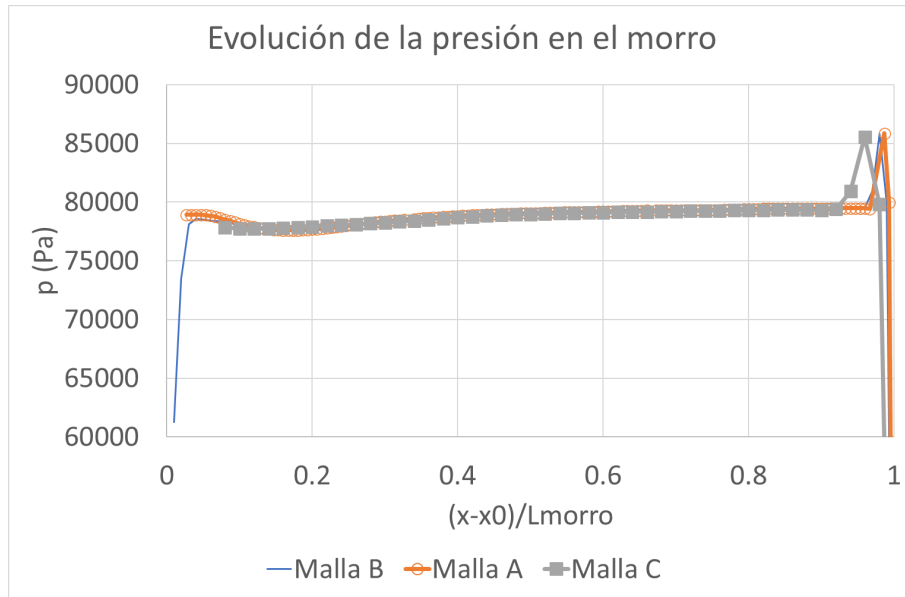


Ilustración 4.9 Comparación de la distribución de presión en la zona del morro para las 3 mallas bajo estudio.

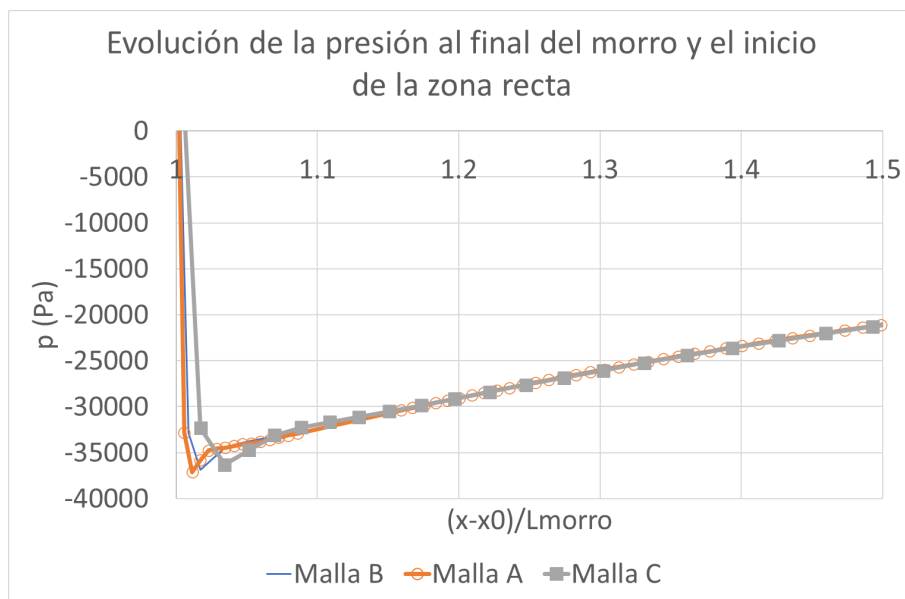


Ilustración 4.10 Comparación de la distribución de presión en la zona afectada por las ondas de expansión.

En base a los resultados obtenidos, los parámetros de mallado de la Malla B se seleccionaron para la realización de las simulaciones, dado que hay una mejora del tiempo de cálculo respecto a la Malla A sin existir una penalización apreciable en los resultados.

4.3. Definición de los parámetros de las simulaciones numéricas

La realización de simulaciones numéricas, además de un mallado en que se discretizan las ecuaciones de Mecánica de Fluidos (analizado en el epígrafe 4.2) necesita de la imposición de las condiciones de contorno del problema bajo estudio y la configuración de ciertos parámetros asociados al modelado del fluido y del flujo, así como a la propia simulación numérica.

En relación a las generalidades de la simulación se configuró el software con los siguientes parámetros / consideraciones:

- La simulación se realiza en condiciones 2D-axilsimétricas, dada la simetría de revolución del cuerpo bajo estudio.
- Se considera régimen estacionario.
- El modelo viscoso / turbulento empleado es el de flujo viscoso laminar. La resolución que se puede obtener con los recursos computacionales disponibles no permite un análisis de capa límite turbulenta (se realizaron algunas simulaciones de testeo con un modelo de turbulencia sencillo con resultados negativos para los valores de y^+ (del orden de 100 o más) en la celda más próxima a la pared) y la presencia de turbulencia en el flujo libre se consideró que debería influir de manera sustancial en la estructura del campo fluido.
- Como se mencionó en el Capítulo 3, el aire se modela como fluido ideal con condiciones de referencia estándar ($p = 101325$ Pa, $T = 288.15$ K).
- Las simulaciones se inician con un campo fluido uniforme calculado a partir de las condiciones de contorno a la entrada del dominio computacional.
- Las simulaciones se consideran convergidas cuando no se aprecia una variación significativa de los residuales, esto se obtiene típicamente en menos de 1000 iteraciones.

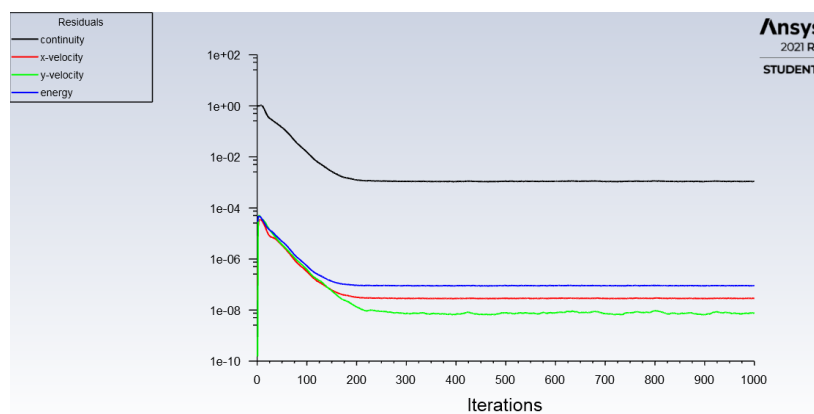


Ilustración 4.11 Evolución de los residuales en las simulaciones convergentes

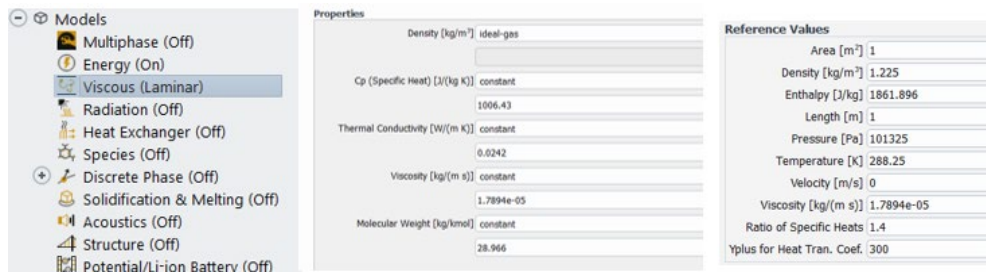


Ilustración 4.12 . Configuración del modelo viscoso, del fluido bajo estudio y los valores de referencia.

En cuanto a las condiciones de contorno se emplearon las siguientes (el nombre de los segmentos del dominio computacional (en cursiva) es según la Ilustración 3.3):

- Condiciones de entrada al dominio computacional (*Entradapresión*) en presión y temperaturas totales o de remanso (Pressure inlet en ANSYS Fluent). Para cada M de incidencia se imponen p_t y T_t $\frac{p_t}{p} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$, $\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2$, siendo p y T, la presión y temperatura de referencia respectivamente. Desde el punto de vista práctico hay que tener cuidado con la condición de presión total, dado que ANSYS Fluent emplea presiones manométricas, al valor calculado con la expresión anterior se debe restar la presión de referencia.
- Condiciones de salida del dominio computacional (*Salidapresión*) en presión estática (PressureOutlet en ANSYS Fluent). Se fija un valor de 0 (presión de salida = presión ambiente).
- Condiciones de campo lejano en presión (Pressure far-field en ANSYS-Fluent) en la frontera horizontal superior (*Pared*). Se fija un valor de 0, de modo que se considere que la presión es igual a la ambiente cuando no hay perturbación (por extensión de las ondas de choque).
- Condición de eje de revolución en la zona de flujo libre hasta el morro en la frontera inferior (*Eje anterior*).
- Condiciones de pared (Wall en ANSYS-Fluent) (no deslizamiento) en el segmento del morro (*Morroavión*) y su continuación en el segmento recto posterior (*Eje posterior*).

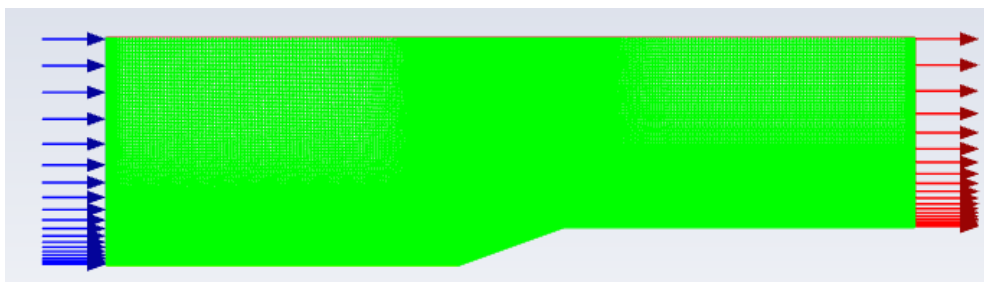


Ilustración 4.13 Mallado y vectores de velocidad a la entrada y la salida del dominio computacional con las condiciones de contorno impuestas.

Capítulo 5. Resultados

En este capítulo se analizan los resultados obtenidos de las simulaciones numéricas de los diferentes morros (recogidos en la Tabla 5.1) para números de Mach de la corriente libre de 1.5, 2.0 y 2.5, según la metodología desarrollada en el Capítulo anterior.

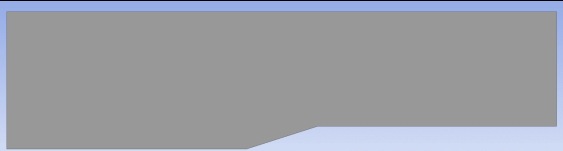
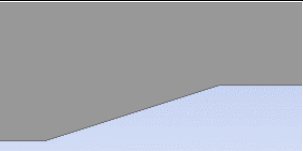

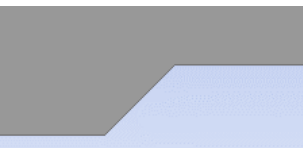
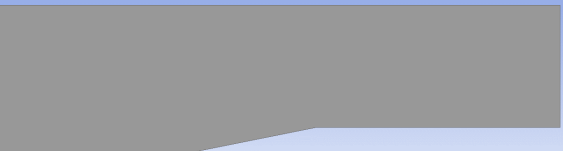
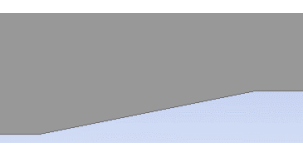

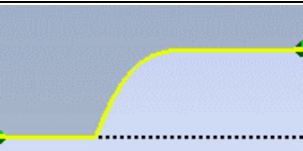
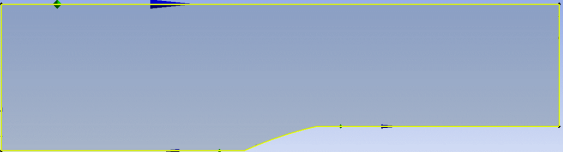
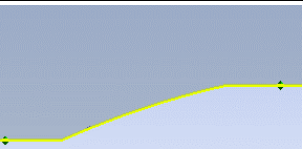
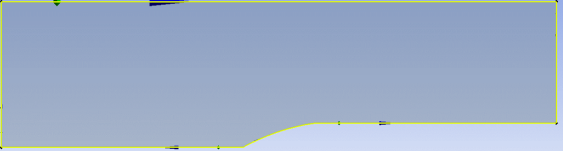
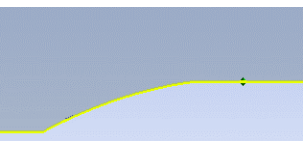
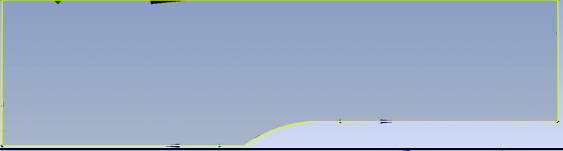
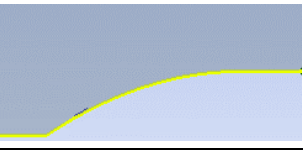

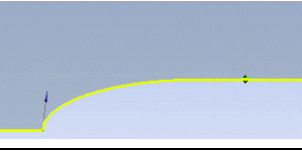
MORRO	DOMINIO FLUIDO COMPLETO	DETALLE MORRO
1		
1S		
1L		
2		
3		
4		
5		
6		

Tabla 5.1 Geometrías de los morros estudiados y denominación de los mismos

5.1. Campo fluido y configuración de ondas de choque y expansión

El primer análisis que se presenta de las simulaciones consiste en un análisis cualitativo de la estructura del flujo. Al tratarse de un flujo supersónico sobre una geometría sólida, la existencia de ondas de choque en la zona delantera de la geometría y ondas de expansión en la parte posterior del morro (desde el que se pasa a una geometría cilíndrica (línea horizontal en el plano empleado en las simulaciones)) debe detectarse en las mismas. La Tabla 5.2 muestra los campos de número de Mach en todo el dominio fluido para todas las simulaciones.

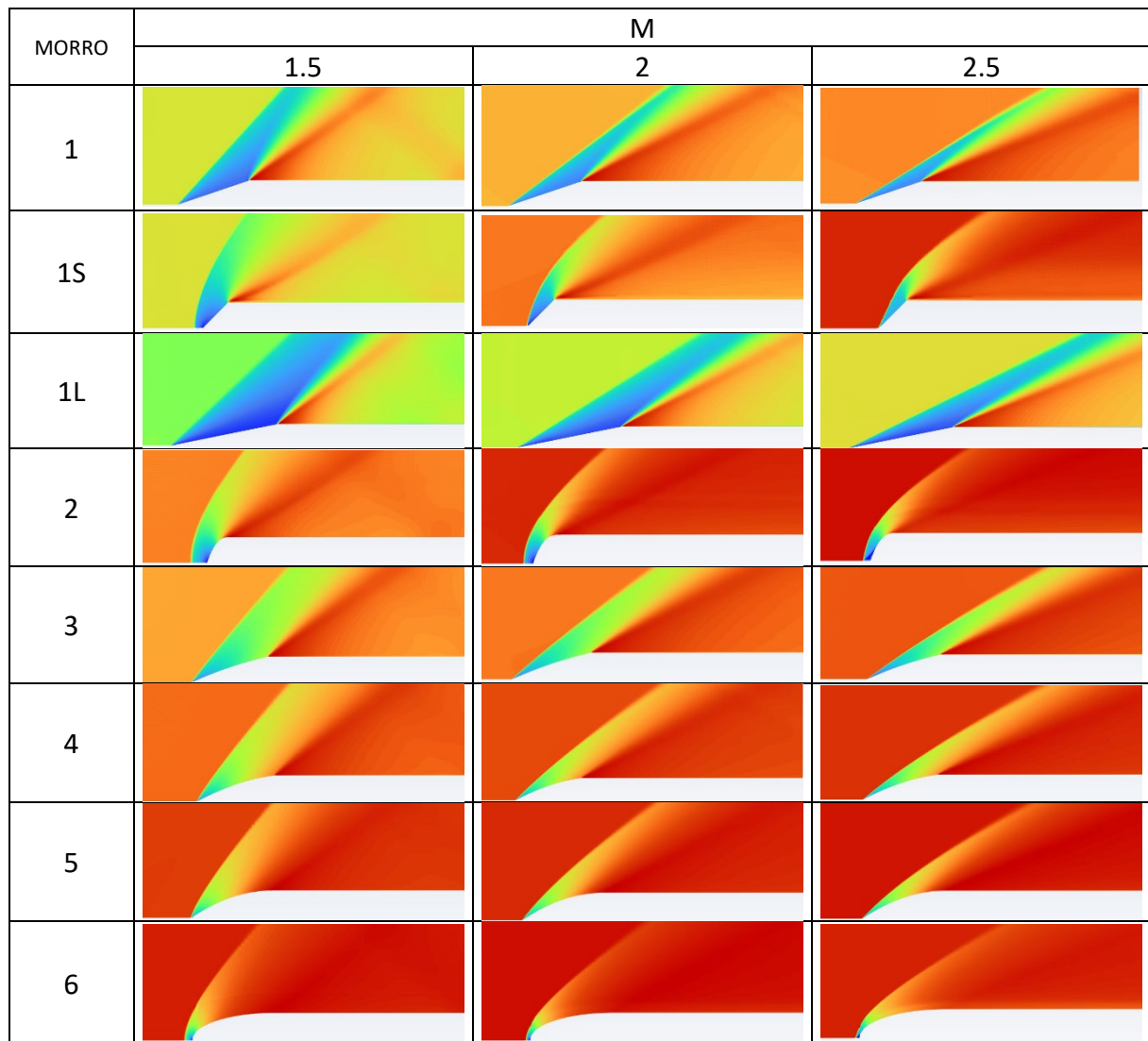


Tabla 5.2 Campos de velocidades (en número de Mach).

En las figuras anteriores, la variación abrupta del Mach al movernos en la dirección del flujo aparece, en primer lugar, en una línea que parte generalmente del borde de ataque del morro, esta línea es la que identifica la onda de choque, y, en la mayoría de los casos estudiados se encuentra adherida. Se puede observar que en las geometrías cónicas 1 y 1L la onda de

choque tiene forma cónica (una recta en el plano mostrado) según corresponde a la solución teórica, en tanto que para el morro 1S la onda de choque se curva, esto es debido a la separación de la misma debido a que el ángulo de cuña es muy elevado, fenómeno que también se observa para el morro 2 (de baja L/R). En los morros 3, 4 y 5 la curvatura de la onda de choque que se aprecia en las proximidades del morro no se debe a este fenómeno de separación, sino a que la geometría no es cónica, donde la dirección del flujo al avanzar sobre el morro se mantiene, sino que la dirección del flujo varía continuamente, dando lugar a un conjunto de ondas de choque que se juntan para formar el frente de onda global. Finalmente, en el Morro 6 se aprecia una separación de la onda de choque, que continúa curvándose al avanzar en el morro, fenómeno similar al Morro 2 pero mucho menos acentuado.

La tabla 5.3 muestra el detalle en la zona del morro de los campos presentados en la tabla 5.2. En las figuras de esta tabla se puede ver claramente el fenómeno de desprendimiento de la onda de choque en los morros 1S, 2 y 6, y como, en estos casos, el flujo detrás de la onda de choque en la zona más próxima al borde de ataque es subsónico, y se decelera hasta un punto de remanso en el borde de ataque, cosa que ocurre cuando el cuerpo vuela en régimen subsónico.

En las tablas 5.2 y 5.3 también se puede apreciar el comportamiento del fluido en la zona final del morro, a partir de la cual la geometría es cilíndrica. Como se comentó en el Capítulo 2, el tipo de giro que realiza la corriente en estos casos da lugar a ondas de expansión que aceleran al fluido. La forma típica de las ondas de expansión se ve claramente en los morros 1, 1L, 3 y 4, partiendo el conjunto de ondas del vértice de unión entre la geometría del morro y el segmento horizontal. Para el caso 1S, la forma de las ondas de expansión se aprecia curvada, esto se debe al complejo flujo subsónico/supersónico que hay tras el desprendimiento de la onda de choque. Algo similar ocurre en el morro 2, que también presentaba flujo desprendido. En el caso de los morros 5 y 6, no se aprecia la existencia de ondas en el vértice de unión morro – cuerpo, sino que la aceleración del fluido se produce de forma gradual a lo largo de la geometría. Esto se puede justificar porque en esas 2 geometrías, el morro es tangente al cuerpo en el punto de unión.

Finalmente, la Tabla 5.5 muestra los campos de presión en la zona del morro. Esta figura está en línea con los comentarios anteriores, observando aumentos de presión tras las ondas de choque (más pronunciados donde están separadas) y decrementos de presión en las ondas de expansión.

Más detalles sobre el comportamiento del Mach y la presión en el morro se desarrollan en el siguiente epígrafe, donde se evalúan los distintos efectos estudiados.

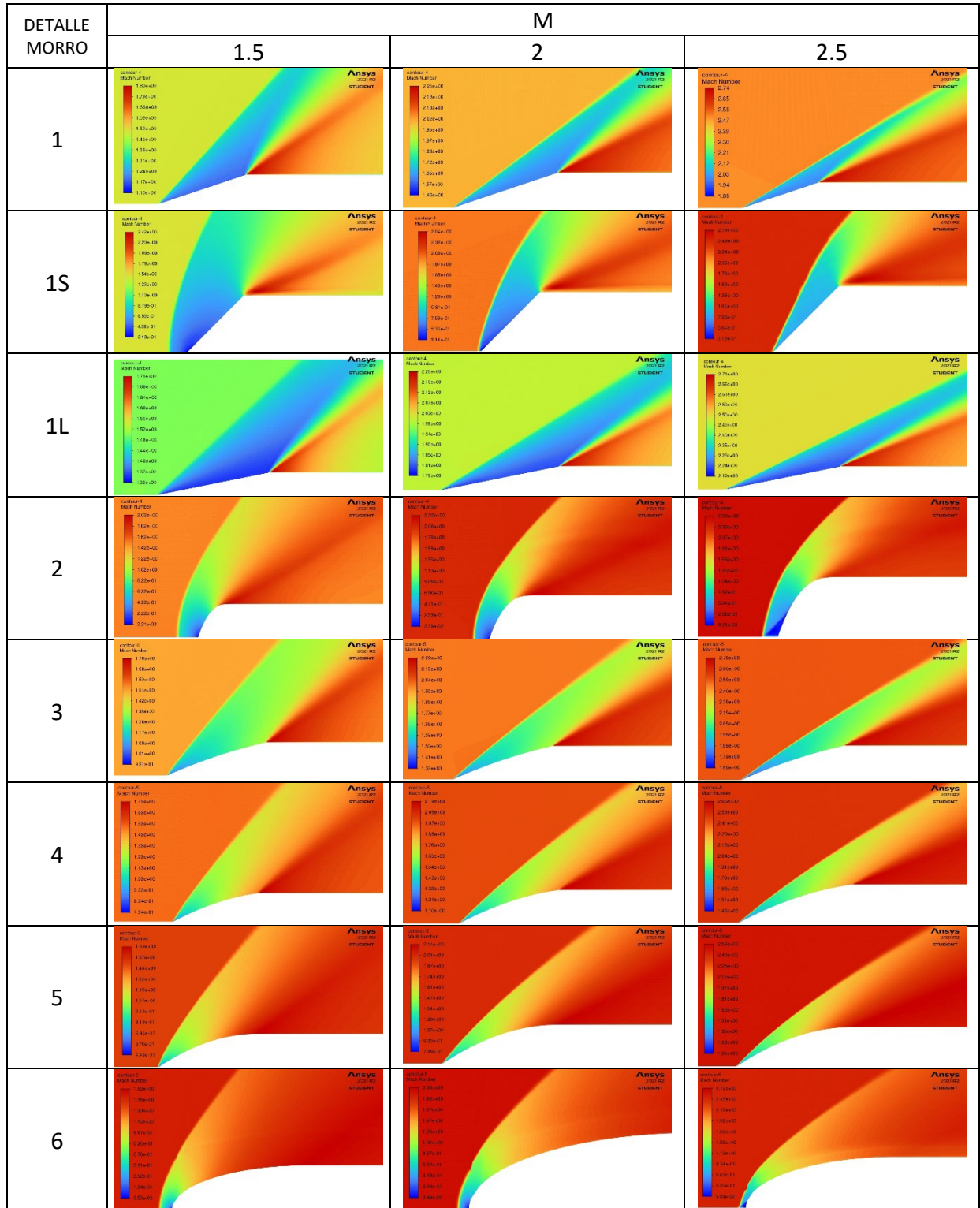


Tabla 5.3 Campos de velocidades (en número de Mach). Detalle de la zona del morro.

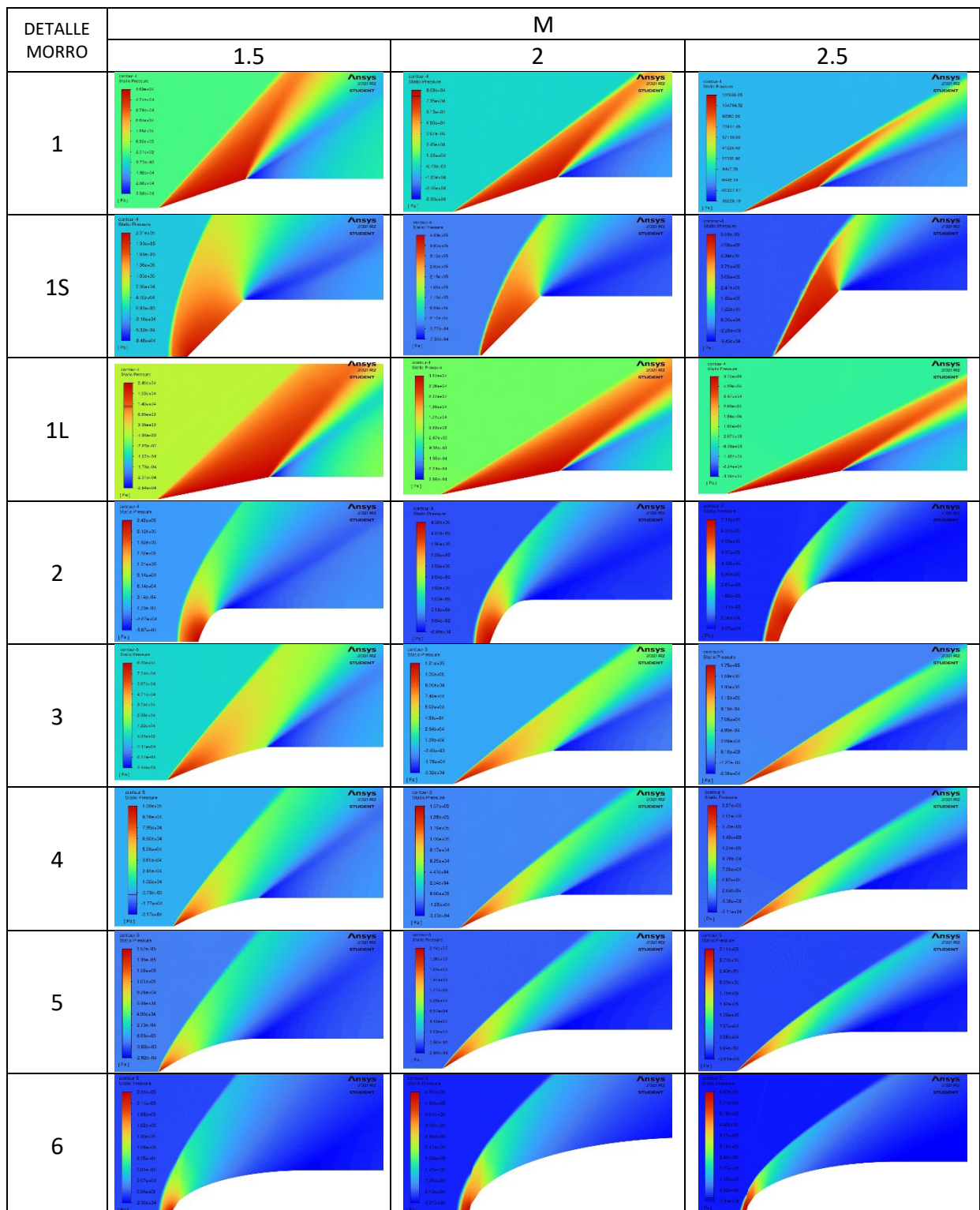
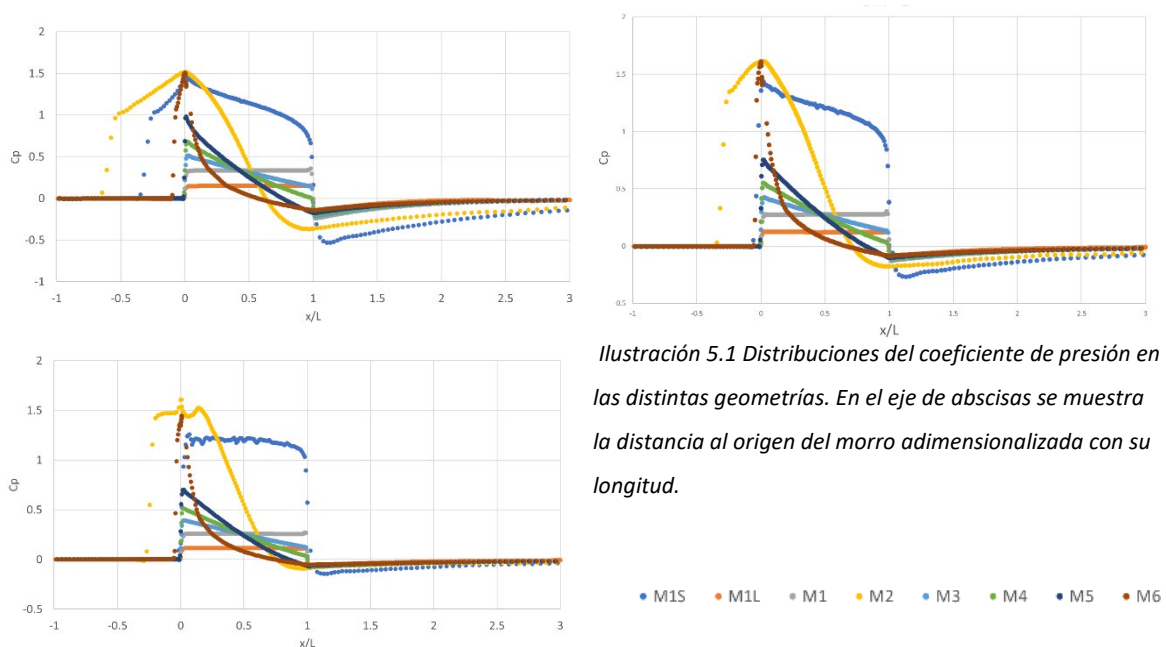


Tabla 5.4 Campos de presiones (en Pa). Detalle de la zona del morro.

5.2. Distribuciones de presión en la superficie del morro

En la Ilustración 5.1 se muestran las distribuciones de presión para los diferentes casos estudiados. Cada una de las subfiguras corresponde a un número de Mach incidente fijo. Para poder comparar los resultados se han adimensionalizado las variables: la coordenada x se ha medido desde el origen del morro y se ha adimensionalizado con la longitud del mismo (eje de abscisas) de modo que el morro en todos los casos se encuentra entre 0 y 1. Para la presión se ha empleado el coeficiente de presión, definido como $C_p = \frac{p-p_\infty}{\frac{\gamma}{2}p_\infty M^2}$, donde el numerador es la presión estática manométrica y el denominador la presión dinámica.



Se puede observar que los morros de menor L/R (M1S y M2) dan lugar a incrementos de presión mayores que los de mayor L/R y que el incremento de la presión comienza con anterioridad al morro ($x/L = 0$). Esto está en línea con la separación de la onda de choque que se comentó al analizar los campos fluidos. La separación de la onda que también se apreciaba en M6 explica el comportamiento de la presión en este caso, sin embargo, el incremento de presión no es tan significativo como en los casos anteriores, lo que puede asociarse a una mayor esbeltez del morro, dado que la zona de incremento significativo de presión se encuentra en $x/L < 1/3$, y, dado que $L/R = 3$ en este morro, la zona más afectada es del orden de la longitud característica R (debe tenerse en cuenta que los morros M1S y M2 tenían $L/R = 1$). El aumento del Mach en el caso separado, además, hace que el punto de separación se aproxime al borde de ataque del morro.

5.3. Resistencia aerodinámica

A partir de las distribuciones de presión sobre el morro y, dado que el software de simulación también calcula el campo de velocidades, se puede calcular la resistencia aerodinámica sobre cada uno de los morros y condiciones de flujo. El cálculo de la resistencia lo realiza de manera numérica el software partiendo de la definición de la misma:

$$D = \overrightarrow{F_{aero}} \cdot \vec{i} = \left(\iint_{\Sigma_{morro}} (p - p_{\infty}) \vec{n} d\sigma - \iint_{\Sigma_{morro}} \tau_v \cdot \vec{n} d\sigma \right) \cdot \vec{i}$$

esta fuerza corresponde a la que el fluido ejerce sobre el cuerpo, siendo \vec{n} el vector unitario en dirección normal al cuerpo con sentido exterior al campo fluido. El primer término se corresponde con la conocida como resistencia de presión (o de forma), en tanto que el segundo es la contribución de los esfuerzos viscosos a la resistencia.

MORRO	M		
	1.5	2.0	2.5
1	167508	248778	359906
1S	507930	993728	1618629
1L	74621	110029	158706
2	387872	792752	1309602
3	137413	213078	312846
4	132229	213007	317783
5	155455	261436	395399
6	159124	309632	499721

Tabla 5.5 Fuerza de Resistencia total (en N) para los distintos morros y M incidentes.

La tabla 5.5 recoge los valores calculados de resistencia en las distintas simulaciones. Los valores calculados tienen dimensiones de fuerza (N). De esta tabla se pueden extraer conclusiones relevantes como el aumento de resistencia en condiciones de onda de choque separada (1S y 2) respecto a la de onda de choque adherida (1, 1L, 3, 4 y 5); el efecto de aumentar la relación L/R para una geometría determinada, en particular, la cónica, encontrando que la resistencia disminuye al aumentar la relación L/R. También se aprecia un incremento de la resistencia con el número de Mach.

Para poder comparar los resultados de forma más generalizada se ha calculado el coeficiente de resistencia, definido como:

$$C_d = \frac{D}{\frac{\rho}{2} \cdot p \cdot M^2 \cdot A}$$

donde p es la presión ambiente (101325 Pa) y M el Mach incidente. Para el área, existen 2 alternativas, emplear el área de la superficie del morro, en contacto con el fluido, (A_{wet}); o bien el área transversal del cilindro en que finaliza el morro (A_t). La primera de estas áreas varía

según la geometría estudiada, en tanto que la segunda, al tener todos los morros $R = 1m$, es constante para todas las simulaciones ($A_t = \pi R^2$). La tabla 5.6 muestra los valores de C_D calculados con las dos definiciones posibles. Teniendo en cuenta que, como se verá a continuación, el término más importante de la resistencia es el de presión, la definición más adecuada de C_D en este caso es con A_t , al ser el área frontal característica. Los resultados se recogen de forma gráfica en la Ilustración 5.2. En esta gráfica se puede observar como, para los casos de onda de choque adherida, al aumentar el número de Mach se produce una disminución del coeficiente de resistencia (a pesar de aumentar el valor de la resistencia), en tanto que para ondas de choque separadas el comportamiento es el inverso.

MORRO	M		
	1.5	2.0	2.5
1	0.106 (0.334)	0.088 (0.279)	0.082 (0.258)
1S	0.716 (1.013)	0.788 (1.115)	0.822 (1.162)
1L	0.029 (0.149)	0.024 (0.123)	0.022 (0.114)
2	0.397 (0.774)	0.457 (0.889)	0.483 (0.940)
3	0.079 (0.274)	0.069 (0.239)	0.064 (0.225)
4	0.070 (0.264)	0.064 (0.239)	0.061 (0.228)
5	0.074 (0.310)	0.070 (0.293)	0.068 (0.284)
6	0.065 (0.317)	0.071 (0.347)	0.073 (0.359)

Tabla 5.6 Valor del coeficiente de resistencia (C_D) para los distintos morros y M incidentes. En primer lugar, se muestra el valor calculado con A_{wet} y entre paréntesis con A_t .

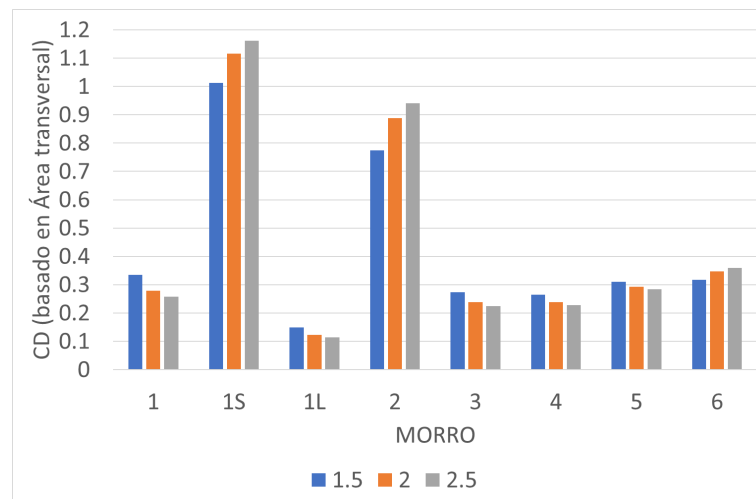


Ilustración 5.2 C_D basado en A_t para los distintos morros (eje de abscisas) y Mach (leyenda)

De los resultados anteriores, tanto para la resistencia como el coeficiente adimensional de la misma, se obtiene que la geometría óptima entre las analizadas es la 1L, esto se debe al enorme efecto que la relación L/R tiene en el problema.

El software de simulación, cuando realiza el cálculo de la resistencia presenta los valores para las contribuciones de presión y fricción. A pesar de que la resolución de la zona de capa límite no permite capturar la fenomenología de la misma. El orden de magnitud de los resultados se puede considerar razonable. La tabla 5.7 muestra la contribución de la resistencia de presión a la resistencia total (en la zona del morro) y su interpretación es inmediata: en las simulaciones realizadas la fricción prácticamente no contribuye a la resistencia.

MORRO	M		
	1.5	2.0	2.5
1	99.98%	99.98%	99.98%
1S	100.00%	100.00%	100.00%
1L	99.92%	99.93%	99.94%
2	99.99%	100.00%	100.00%
3	99.97%	99.98%	99.98%
4	99.97%	99.97%	99.98%
5	99.97%	99.98%	99.98%
6	99.97%	99.98%	99.98%

Tabla 5.7 Ratio Resistencia de presión / Resistencia total para los distintos morros y M incidentes.

5.4. Influencia de los parámetros geométricos del morro en los resultados

5.4.1. Efecto del alargamiento L/R

Este efecto se ha estudiado, con independencia de la relación funcional que define el morro, exclusivamente en la geometría cónica (morros M1, M1S y M1L). Los resultados principales se muestran en la Ilustración 5.3.

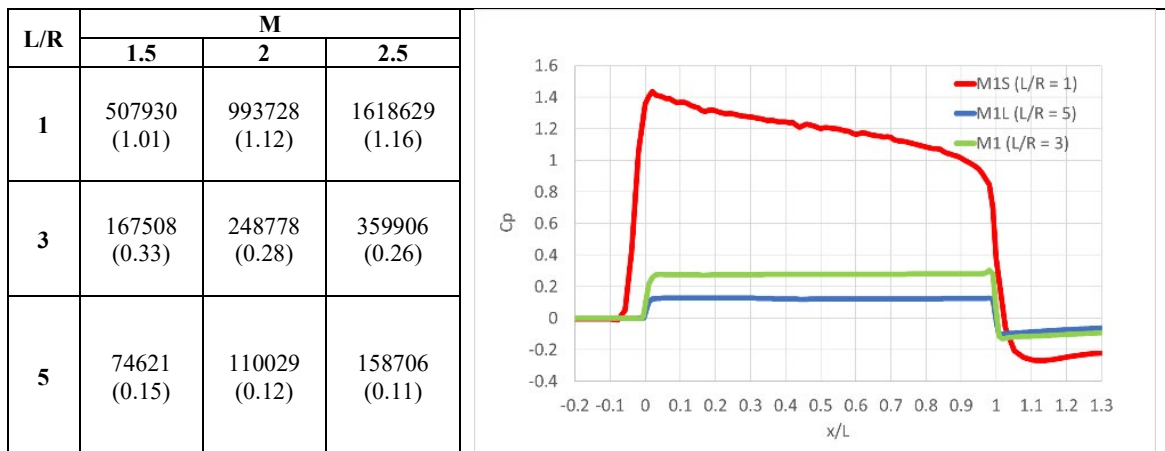


Ilustración 5.3 Efecto de la relación L/R en morros cónicos. Izquierda: valores de resistencia y coeficientes de resistencia (entre paréntesis) en función de la relación L/R y M. Derecha: distribuciones de presión para M=2

De los resultados anteriores se infiere que valores de L/R pequeños dan lugar a la separación de la onda de choque, con el gran aumento de presión que ello conlleva y la variación de la misma a lo largo de la geometría cónica (flujo subsónico tras la onda), en tanto que las ondas de choque adheridas dejan flujo supersónico tras ellas y, al no haber cambios de dirección locales a lo largo del morro (por ser una geometría cónica) la presión se mantiene prácticamente constante a lo largo de la misma. En el epígrafe 5.3 se constató que el efecto de L/R es el que más impacta sobre la resistencia, aumentar el valor de L/R da lugar a ondas de choque más débiles (los cambios de dirección de la corriente son menores) y por tanto menor resistencia de presión.

5.4.2. Efecto de la geometría del morro ($L/R = 3$)

La relación $L/R = 3$ es empleada en las simulaciones de los Morros 1, 3, 4, 5 y 6. La Ilustración 5.4 muestra los principales resultados de las simulaciones.

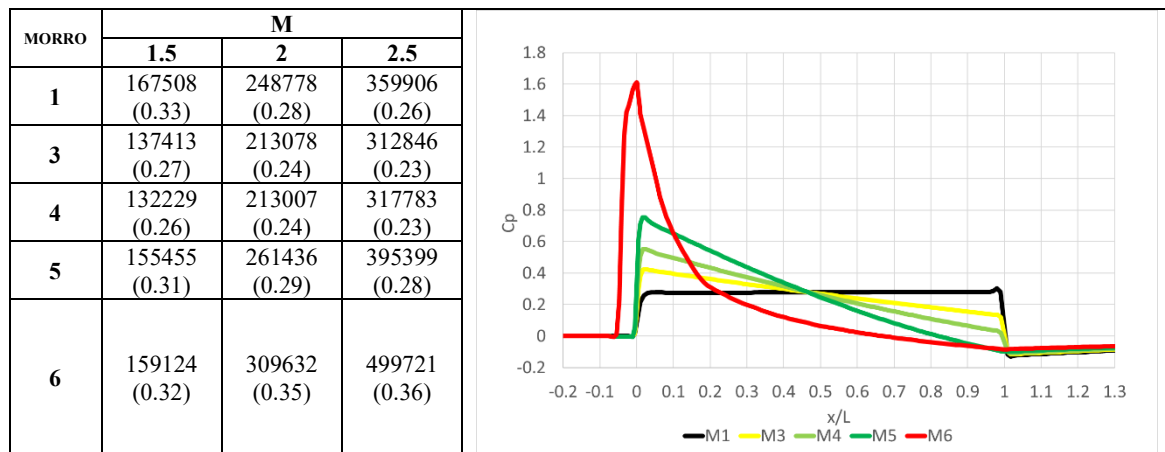


Ilustración 5.4 Efecto de la geometría del morro para $L/R = 3$. Izquierda: valores de resistencia y coeficientes de resistencia (entre paréntesis) para varios morros y M . Derecha: distribuciones de presión para $M=2$

El análisis de las distribuciones de presión muestra una presión constante tras el morro cónico (como se comentó la dirección de la corriente se mantiene a lo largo del cono), mientras que para el resto de geometrías, en tanto que la dirección varía de manera gradual, la distribución de presión sufre una modulación.

Con excepción del Morro 6, los otros tres morros (morros parabólicos) presentan en las condiciones estudiadas ondas de choque adheridas. Se puede ver que, respecto al M1, el incremento inicial de la presión es mayor que en el morro cónico (onda de choque inicial más fuerte que la que aparece en el cono) y progresivamente va disminuyendo. Es interesante observar que el valor de C_p en cada uno de estos morros coincide con el del caso cónico aproximadamente en la mitad del morro ($x/L = 0.5$).

También se puede observar que, en los morros parabólicos (3, 4 y 5), el aumento del valor de la constante K (ver la definición de la geometría de este morro en el epígrafe 3.1), que está relacionado con “lo agudo/afilado” que es el morro y condiciona la pendiente y curvatura del morro en el borde de ataque (a mayor K , el morro es más agudo / menos afilado) impacta en las sobrepresiones iniciales (intensidad de la onda de choque inicial) y la modulación de las presiones en el morro. También se observa que para $K = 1$ no existen ondas de expansión al final del morro, dado que no hay una fuerte variación de presión, consecuencia de que la geometría del morro es tangente a la del cilindro en dicho punto. Finalmente, se aprecia que un aumento del valor de K impacta en un ligero aumento de la resistencia, que, con excepción del Morro 5 a $M > 2$, es inferior a la del cono con $L/R = 3$ en los casos estudiados.

Estos resultados para morros parabólicos se pueden comparar con los de la referencia [7] (Ilustración 2.22 izquierda-centro), que muestra valores de CD en torno a 0.1. Esto indica que la referencia en cuestión está empleando la definición del coeficiente de resistencia con el área de la superficie del morro, habiendo obtenido con esta definición en las simulaciones en torno a 0.07 - 0.08. La pequeña divergencia entre las simulaciones y [7] puede deberse a que los ensayos presentados en esta última son en túnel de viento, donde los efectos turbulentos pueden jugar un cierto papel y además, se debería ver en detalle el modelo experimental (en las simulaciones se considera que la zona cilíndrica se prolonga aguas abajo hasta el final del dominio).

En relación al morro 6, de geometría elíptica, la curvatura inicial del mismo hace que la onda de choque se desprenda en las condiciones para $M = 1.5, 2$ (se ve en la figura) y 2.5, con el consecuente aumento de la resistencia.

5.4.3. Morros “cortos” ($L/R = 1$)

En los morros 1S y 2, el morro no es esbelto ($L/R=1$). Este hecho se traduce en que la corriente debe girar muy bruscamente al llegar al morro y no se forma una onda de choque adherida, sino que se separa. La ilustración 5.5 muestra las distribuciones de presión en estos casos para $M = 2$, observándose que, en el morro polinómico, la baja relación de aspecto unida a su carácter más “romo” deviene en una separación más adelantada de la onda de choque que, sin embargo, a pesar de generar una resistencia mayor que la de los casos con onda de choque adherida es inferior a la del morro 1S (para $M=2$, los Cd de 1S y 2 son, respectivamente, 1.11 y 1.89 (basados en el área transversal)

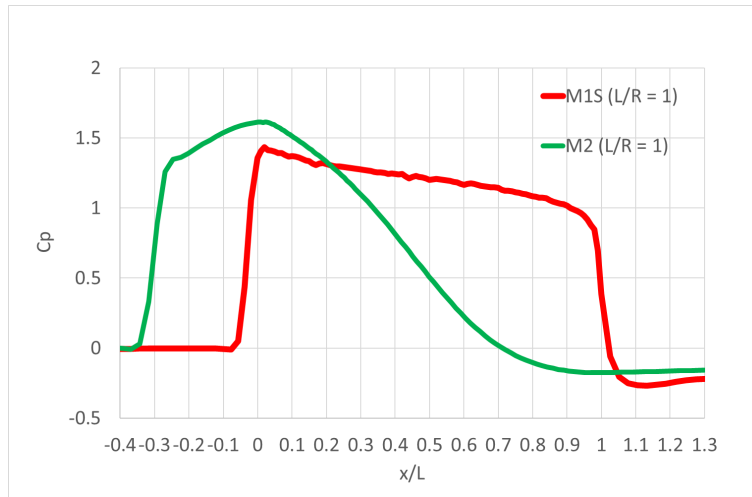


Ilustración 5.5 Distribuciones de presión para $M=2$ de los morros con relación $L/R=1$

Finalmente, la Ilustración 5.6 muestra las líneas de corriente, coloreadas por número de Mach en la zona próxima al morro 2 para $M = 2.5$, constatando la estructura de la onda de choque separada y la fuerte deceleración que sufre el flujo tras la misma, siendo subsónico y evolucionando hasta el punto de remanso en el borde de ataque.

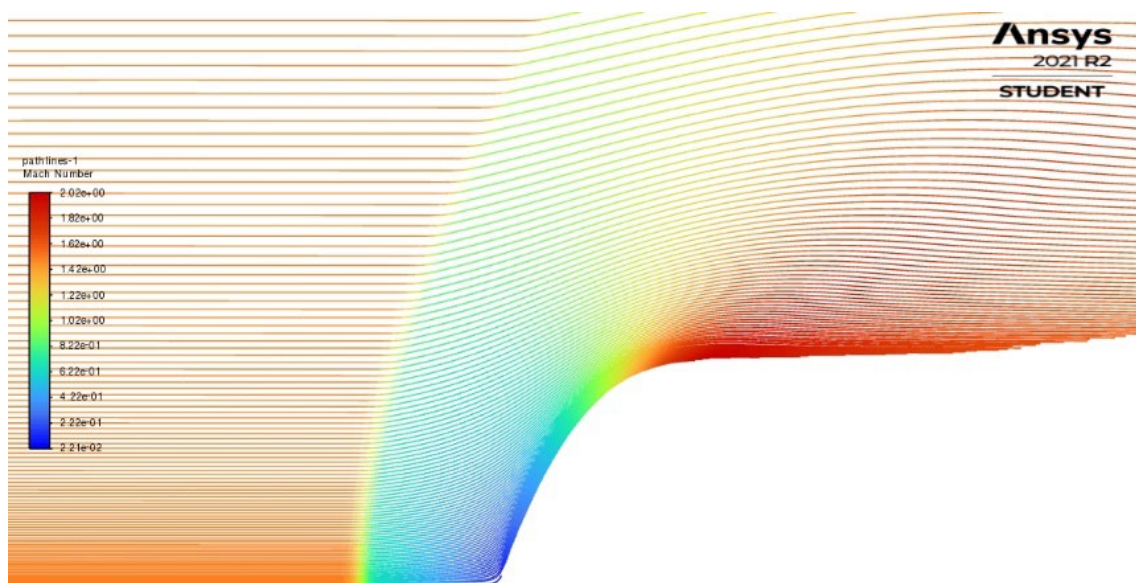


Ilustración 5.6 Líneas de corriente mostrando la separación de la onda de coque en el morro 2

Capítulo 6. Conclusiones

El presente Trabajo Fin de Grado ha analizado con una herramienta de simulación numérica el impacto de la geometría del cono de morro de un móvil con simetría de revolución expuesto a un flujo supersónico (representativo del morro de un avión o misil volando a $M > 1$) en el campo fluido en general, y, en particular en la resistencia aerodinámica.

Se han estudiado 6 geometrías distintas, considerando distintos valores de esbeltez (L/R) y a tres números de Mach (1.5, 2 y 2.5).

Las principales conclusiones son las siguientes:

- La resistencia de presión supone prácticamente el total de la fuerza resistiva. Esta conclusión está condicionada a las limitaciones de la versión estudiantil del software empleado y la potencia de cálculo, lo que ha obligado a realizar las simulaciones en régimen laminar con una resolución insuficiente para resolver la capa límite, y, por tanto, obtener un valor realista de la fuerza de fricción.
- La relación L/R es el principal parámetro que afecta al problema. A mayor valor de este parámetro, el flujo sufre modificaciones más progresivas, disminuyendo la intensidad de las ondas de choque y las sobrepresiones tras las mismas, por lo que la resistencia es menor.
- Las geometrías que dan lugar a la separación de ondas de choque (bien por L/R bajo, bien por el tipo de geometría) presentan grandes valores de resistencia debido a las sobrepresiones que aparecen tras la onda de choque separada (onda de choque normal).
- Los morros más romos (más redondeado el borde de ataque) dentro de una familia (3, 4 y 5) presentan mayor resistencia que los más “picudos” porque el giro de la corriente en la zona inicial del morro es mayor y genera ondas de choque más fuertes y más sobrepresiones. Sin embargo, en la familia de perfiles parabólicos estudiada, la resistencia es menor que en la geometría cónica de igual L/R .
- A pesar de que la resistencia aumenta con el número de Mach, el coeficiente de resistencia (empleando el área transversal del cuerpo) disminuye cuando las ondas de choque están adheridas (aumenta con ondas de choque separadas).

Finalmente, se considera que los objetivos del Trabajo Fin de Grado se han alcanzado. A pesar de estudiar un problema que tiene formulación analítica cuando se desprecian los

efectos viscosos (que, como se ha mencionado, no se han podido tener en cuenta convenientemente), los conocimientos adquiridos sobre flujos supersónicos y técnicas de simulación en Mecánica de Fluidos, han complementado y ampliado los obtenidos en los estudios de Grado.

Capítulo 7. Referencias

- [1] <https://ciencia.nasa.gov/primeras-imagenes-de-la-interaccion-de-ondas-de-choque-de-aviones-supersonicos>
- [2] http://laplace.us.es/wiki/index.php/Numero_de_Mach
- [3] http://www.caosyciencia.com/visual/imagen.php?id_img=523
- [4] https://www.ecured.cu/Velocidad_sonica
- [5] <https://losbuhosdeaero.files.wordpress.com/2014/10/onda-de-choque-oblicua.pdf>
- [6] Qian Zhansen Lengyan. *A CFD Based Sonic Boom Prediction Method and Investigation on the Parameters Affecting the Sonic Boom Signature*. Procedia Engineering 99 (2015) 433 – 451.
- [7] William E. Stoney, Jr. *Collection Of Zero-Lift Drag Data On Bodies Of Revolution From Free-Flight Investigations*. NACA TN4201.
- [8] S.S. Chin. *Missile Configuration Design*. McGraw-Hill Book Company, New York. 1961.
- [9] Milton Van Dike. *An Album of Fluid Motion*. Standford University, Standford, California. 1982.
- [10] Anibal Isidoro Carmona. *Aerodinámica y actuaciones del avión*. Paraninfo. ISBN 84-283-2640-1. 2000.
- [11] Wu, Kexin & Kim, HeuyDong. *Computational study on the detachment and attachment phenomena of shock waves*. Journal of Mechanical Science and Technology.35.1-10.0.1007/s12206-021-0717-7.
- [12] White, F.M. *Mecánica de Fluidos (6ª Edición)*. McGraw-Hill Interamericana de España S.L. 2008. ISBN: 8448166035.
- [13] Liepmann, H.W. and Roshko. A. *Elements of Gas Dynamics*. Dover Publications INC. 2001. ISBN: 0-486-41963-0.
- [14] Crowell, G.A. *The Descriptive Geometry of Nose Cones*. 1996. Disponible en: http://servidor.demec.ufpr.br/CFD/bibliografia/aerodinamica/Crowell_1996.pdf



Universidad
Politécnica
de Cartagena

