



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

DEPARTAMENTO DE MÁQUINAS Y MOTORES TÉRMICOS

TRABAJO FIN DE GRADO:

**CARACTERIZACIÓN DEL FLUJO EN LA  
TOBERA AEROSPIKE LINEAL DEL MOTOR  
COHETE XRS-2200.**

**Trabajo realizado por:**

Ignacio Díaz de Argandoña Delgado de Molina

**Titulación:**

Grado en Ingeniería Aeroespacial

**Intensificación:**

Aeronaves

---

**Director del trabajo:**

Dr. Antonio Gil Megías

**Codirector del trabajo:**

Dr. Sergio Hoyas Calvo



## Resumen

El presente documento recoge el trabajo realizado por Ignacio Díaz de Argandoña Delgado de Molina como TFG del Grado de Ingeniería Aeroespacial por la Universidad Politécnica de Valencia. Se ha caracterizado mediante técnicas numéricas de fluidodinámica computacional el comportamiento de una tobera de límites aerodinámicos *aerospike* lineal. En concreto, la presente en el vehículo espacial suborbital desarrollado por *Boeing-Rocketdyne X – 33*. Este tipo de toberas *aerospike* lineales se están desarrollando para aplicaciones a vuelos orbitales de única fase (*SSTO*). Las principales ventajas de las toberas *aerospike* lineales sobre toberas contorneadas convencionales incluyen compensación de altitud y menor peso global del vehículo al incorporar el sistema propulsivo en su estructura. El comportamiento de la tobera *aerospike* lineal en el arranque motor cohete *XRS – 2200*, el patrón de flujo al incrementar la altitud de vuelo, las mejoras que provoca la introducción de un flujo secundario en la base del *spike*, y los efectos que tiene en la expansión una geometría variable de la parte divergente son las materias que se tratan el presente trabajo. Este análisis servirá de forma paralela como base de datos de un estudio sobre el que no existe mucha información hasta la fecha. Pasará a formar parte del Departamento de Máquinas y Motores Térmicos de la Universidad, donde se realiza este trabajo.



# Índice general

<b>I Memoria</b>	<b>1</b>
<b>1. Introducción.</b>	<b>3</b>
1.1. Introducción. . . . .	5
1.2. Objetivos y justificación. . . . .	6
1.3. Objeto del trabajo. . . . .	7
1.4. Antecedentes. . . . .	9
<b>2. Propulsión cohete y flujos en tobera.</b>	<b>11</b>
2.1. Introducción. . . . .	13
2.2. Propulsión cohete. . . . .	13
2.2.1. Concepto de propulsión. . . . .	13
2.2.2. Propulsión cohete. Clasificación. . . . .	13
2.2.2.1. Motores cohete químicos. . . . .	14
2.2.3. Aplicaciones de la propulsión cohete. . . . .	15
2.2.4. Definiciones y fundamentos de la propulsión cohete. . . . .	15
2.3. Cohete ideal. . . . .	20
2.4. Estudio de la tobera. . . . .	21
2.4.1. Flujo isentrópico a través de una tobera. . . . .	22
2.4.2. Condición de bloqueo en la garganta. . . . .	23
2.4.3. Toberas sub- y sobre-expandidas. . . . .	26
2.4.4. Configuraciones de toberas. . . . .	29
2.4.4.1. Toberas cónicas y con forma contorneada. . . . .	30
2.4.4.2. Toberas de doble escalón. . . . .	33
2.4.4.3. Toberas anulares. Toberas con límites aerodinámicos. . . . .	34
2.4.5. Tobera real. . . . .	41
2.5. Fenomenología de ondas de choque en una tobera. . . . .	42
2.5.1. Consideraciones generales sobre las ondas de choque. . . . .	42
2.5.2. Tipos de onda de choque. . . . .	42
2.6. Tecnología disponible para el estudio de motores cohete. . . . .	45
2.6.1. Técnicas experimentales. . . . .	45
2.6.2. Simulación mediante técnicas CFD. . . . .	46

<b>3. Métodos numéricos. Técnica CFD.</b>	<b>47</b>
3.1. Introducción.	49
3.2. Fases del cálculo.	50
3.2.1. Preprocesado.	50
3.2.2. Cálculo.	51
3.2.3. Postprocesado.	52
3.3. Tareas a realizar en una resolución CFD.	54
3.3.1. Geometría.	54
3.3.2. Dominio.	54
3.3.2.1. Forma.	54
3.3.2.2. Tamaño.	55
3.3.3. Malla.	55
3.3.3.1. Dimensión de la malla.	56
3.3.3.2. Elementos de la malla.	56
3.3.3.3. Estructura y tipología.	58
3.3.3.4. Calidad y tamaño.	59
3.3.3.5. Tiempo de preparación del modelo.	60
3.3.3.6. Gasto computacional.	61
3.3.3.7. Tratamiento de la capa límite.	61
3.3.3.8. Independencia de malla.	62
3.4. Modelado físico con <i>ANSYS Fluent</i> <sup>®</sup> .	63
3.4.1. Modelos físicos fundamentales.	64
3.4.1.1. Principio de conservación de la masa.	64
3.4.1.2. Principio de conservación de la cantidad de movimiento.	64
3.4.1.3. Principio de conservación de la energía.	64
3.4.2. Modelos físicos de turbulencia.	65
3.4.2.1. Modelos de turbulencia de <i>ANSYS Fluent</i> <sup>®</sup> . Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS)	65
3.4.3. Modelado de transporte de especies.	67
3.4.3.1. Ecuaciones de transporte de especies.	68
3.4.4. Condiciones de contorno.	69
3.4.5. Métodos numéricos de resolución.	72
3.4.5.1. Métodos de presión.	72
3.4.5.2. Métodos de densidad.	73
3.4.5.3. Discretización.	74
3.4.6. Regiones volumétricas.	75
3.4.7. Convergencia.	76
3.4.7.1. Monitores.	77
3.4.7.2. Problemática numérica.	78
<b>4. Estudio CFD bidimensional de la tobera aerospike.</b>	<b>81</b>
4.1. Introducción.	83
4.2. Descripción de la geometría de la tobera.	83
4.3. Descripción del dominio de cálculo.	87
4.4. Descripción de la discretización del dominio.	88
4.5. Estudio de independencia.	95

4.5.1.	Independencia de la malla. . . . .	95
4.5.1.1.	Caso inicial. Malla original. . . . .	95
4.5.1.2.	Primer refinamiento. . . . .	96
4.5.1.3.	Segundo refinamiento. . . . .	97
4.5.1.4.	Tercer refinamiento. . . . .	97
4.5.1.5.	Cuarto refinamiento. . . . .	98
4.5.1.6.	Conclusiones . . . . .	99
4.6.	Configuración de los casos. . . . .	101
4.6.1.	Preproceso. . . . .	102
4.6.1.1.	Importación del dominio de cálculo. . . . .	102
4.6.1.2.	Configuración del solver. . . . .	102
4.6.1.3.	Modelos. . . . .	103
4.6.1.4.	Materiales. . . . .	103
4.6.1.5.	Condiciones del dominio. . . . .	107
4.6.1.6.	Condiciones de contorno. . . . .	107
4.6.1.7.	Métodos de solución. . . . .	108
4.6.1.8.	Implementación de las fases de arranque. . . . .	109
4.6.1.9.	Implementación de las fases de ascenso. . . . .	110
4.6.2.	Cálculo. . . . .	111
4.6.3.	Postproceso. . . . .	112
4.7.	Estudios realizados. . . . .	112
4.7.1.	Análisis del proceso de arranque del motor cohete. . . . .	112
4.7.2.	Análisis de un ascenso de la tobera SL - 22 km. . . . .	113
4.7.3.	Análisis de los efectos de flujo secundario en la base del <i>spike</i> . . . . .	114
4.7.4.	Análisis de la expansión ante actuación de geometría variable. . . . .	114
<b>5.</b>	<b>Resultados</b>	<b>117</b>
5.1.	Análisis del proceso de arranque del motor cohete. . . . .	119
5.2.	Análisis de un ascenso de la tobera SL - 22 km. . . . .	126
5.2.1.	Estudio del empuje de la tobera en el ascenso. . . . .	129
5.3.	Análisis de los efectos de flujo secundario en la base del <i>spike</i> . . . . .	133
5.4.	Análisis de la expansión ante actuación de geometría variable. . . . .	136
5.4.1.	Primer aumento del ratio de áreas. . . . .	136
5.4.2.	Segundo aumento de la relación de áreas. Alargamiento del divergente. . . . .	137
<b>6.</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>139</b>
6.1.	Conclusiones por estudios. . . . .	141
6.1.1.	Análisis del proceso de arranque del motor cohete. . . . .	141
6.1.2.	Análisis de un ascenso de la tobera SL - 22 km. . . . .	141
6.1.3.	Análisis de los efectos de flujo secundario en la base del <i>spike</i> . . . . .	142
6.1.4.	Análisis de la expansión ante actuación de geometría variable. . . . .	142
6.2.	Conclusiones globales. . . . .	143
6.2.1.	Consecución de objetivos. . . . .	143
6.2.2.	Valoración final. . . . .	144

<b>II</b>	<b>Pliego de condiciones</b>	<b>145</b>
<b>III</b>	<b>Presupuesto</b>	<b>155</b>
<b>IV</b>	<b>Apéndices</b>	<b>161</b>



# Índice de figuras

1.1.	Imagen del ala volante <i>X-33</i> para la investigación de vuelo orbitales de una sola fase. [17] . . . . .	5
1.2.	Imagen real de experimentación con la tobera del motor cohete <i>XRS-2200</i> por la NASA. [13] . . . . .	8
1.3.	Croquis y dimensiones del aerospike del motor cohete <i>XRS-2200</i> desarrollado por la NASA. [3] . . . . .	8
2.1.	Esquema de un motor cohete químico de combustible líquido. [18] . . . . .	14
2.2.	Esquema del origen del empuje a partir de las presiones que se aplican en las paredes internas y externas del sistema de propulsión cohete. [3] . . . . .	17
2.3.	Balance energético típico de un motor cohete químico. [3] . . . . .	19
2.4.	Esquema de las zonas y áreas características presentes en una tobera convergente divergente como la que se analiza en el presente trabajo. [19] . . . . .	22
2.5.	Tipos de toberas y expresiones de magnitudes relevantes según la velocidad a la salida. [3] . . . . .	26
2.6.	Distribución de presiones en una tobera convergente-divergente para diferentes condiciones de flujo. Presión en cámara constante. Presión exterior decreciente. [3] . . . . .	27
2.7.	Esquema del patrón de flujo de una tobera con separación del flujo en su interior. [3] . . . . .	28
2.8.	Ejemplo de expansión de gases de toberas con $\epsilon$ diferente a diferentes altitudes. [3] . . . . .	29
2.9.	Ejemplo de expansión de gases de toberas con $\epsilon$ diferente a diferentes altitudes. [3] . . . . .	30
2.10.	Sección de una tobera cónica. [20] . . . . .	31
2.11.	Sección de una tobera contorneada. [20] . . . . .	32
2.12.	Tobera extensible perteneciente al motor re-inflamable <i>Vinci</i> de <i>Snecma</i> , que propulsará al vehículo de lanzamiento <i>Ariane 5 ME</i> en 2017. [21] . . . . .	33
2.13.	Ejemplo de tobera de doble campana. [3] . . . . .	34
2.14.	Esquema de los patrones de flujo y fenómenos presentes en los gases de escape de toberas aerospike truncadas y completas a diferentes altitudes. [11] . . . . .	35
2.15.	Esquema de las zonas de flujo que aparecen en un aerospike truncado. [11] . . . . .	36
2.16.	Distribución de presión a lo largo de la tobera aerospike lineal del motor <i>XRS-2200</i> . [3] . . . . .	38
2.17.	Comportamiento de una tobera anular <i>E-D</i> . [4] . . . . .	40
2.18.	Esquema de propiedades a través de una onda de choque normal. [9] . . . . .	43

2.19. Descomposición de velocidades relativas a una onda de choque oblicua en el seno de un flujo. [9]	44
2.20. Deflexión de la corriente ante una onda de choque oblicua. [9]	44
2.21. Esquema de una onda de expansión o de <i>Prandtl-Meyer</i> . [9]	45
3.1. Esquema del orden lógico de las fases de un análisis CFD. [7]	50
3.2. Ejemplo de un dominio 2D para el análisis de un perfil aerodinámico [15].	55
3.3. Ejemplo de utilización de celdas triangulares para discretizar un dominio. [7]	57
3.4. Ejemplo de utilización de celdas cuadradas para discretizar un dominio. [7]	57
3.5. Ejemplo de utilización de una malla estructurada para discretizar un dominio. [7]	59
3.6. Ejemplo de utilización de una malla no estructurada para discretizar un dominio. [7]	59
3.7. Celda con <i>skewness</i> 0 (izda.) y celda con <i>skewness</i> cercano a 1 (dcha.). [16]	60
3.8. Ejemplo de mallado de capa límite exterior al cuerpo. [14]	61
3.9. Ejemplo de geometría con interface entre dos zonas del dominio. [7]	71
3.10. Esquema de funcionamiento de los algoritmos del método <i>pressure based</i> de <i>ANSYS Fluent</i> <sup>®</sup> . Segregado (derecha) y acoplado (izquierda). [1]	73
3.11. Esquema de funcionamiento del algoritmo del método <i>density based</i> de <i>ANSYS Fluent</i> <sup>®</sup> . [1]	74
3.12. Solución estacionaria del flujo alrededor de un cilindro [7].	75
3.13. Solución transitoria del flujo alrededor de un cilindro [7].	75
3.14. Evolución de los residuales en el arranque de la tobera del presente trabajo.	77
3.15. Evolución del gasto másico global en el dominio para una de las fases de arranque de la tobera del presente trabajo.	78
4.1. Esquema de la geometría de la tobera aerospike del motor cohete <i>XRS – 2200</i> . [12]	84
4.2. Datos de la tobera aerospike del motor cohete <i>XRS – 2200</i> (Sistema de unidades Imperial). [12]	84
4.3. Superposición y obtención de la geometría del cuerpo central del aerospike.	85
4.4. Forma final del aerospike generado.	86
4.5. Forma de la parte convergente de la tobera.	86
4.6. Conflicto entre la parte convergente y el resto del dominio	87
4.7. Forma elegida para el dominio de cálculo de la tobera. Escala en Sistema de Unidades Imperiales.	88
4.8. Subdivisión del dominio para la discretización.	89
4.9. Utilización de las herramientas <i>Mapped Face Meshing</i> y <i>Bias Factor</i> en el mallado de una de las zonas del dominio de cálculo.	90
4.10. Detalles de mallado en la zona del labio de la tobera.	91
4.11. Aspecto final de la discretización del dominio de cálculo.	91
4.12. Malla de la parte convergente de la tobera.	92
4.13. Detalle de la unión de las dos partes malladas.	92
4.14. <i>Named Selections</i> en la geometría	94
4.15. Aspecto original de la malla antes del refinamiento.	96
4.16. Aspecto de la malla tras el primer refinamiento.	96

4.17. Aspecto de la malla tras el segundo refinamiento. . . . .	97
4.18. Aspecto de la malla tras el tercer refinamiento. . . . .	98
4.19. Aspecto de la malla tras el cuarto refinamiento. . . . .	98
4.20. Contornos del número de Mach para diferentes refinamientos de malla. . .	100
4.21. Número de Mach a la salida para diferentes refinamientos. . . . .	101
4.22. Presión estática a lo largo del eje de simetría del dominio. . . . .	101
4.23. Modelo teórico de combustión $O_2/H_2$ . . . . .	105
4.24. Nueva forma del spike para estudio del empuje. . . . .	114
4.25. Nuevas formas de los divergentes de la tobera. . . . .	115
5.1. Expansión en el divergente de la tobera. Bloqueo. . . . .	119
5.2. Estabilización del número de Mach en la garganta de la tobera. . . . .	120
5.3. Contorno de Mach para $p_c = 59 \text{ bar}$ . . . . .	120
5.4. Flechas coloreadas según la presión estática. Onda de choque del flujo al abandonar la rampa del spike. . . . .	121
5.5. Contornos de Mach. Avance de la onda de choque durante el arranque. . .	122
5.6. Presión estática a lo largo de la rampa durante el arranque. . . . .	123
5.7. Efectos del arranque sobre el patrón de flujo en el spike. $p_c = 20 \text{ bar}$ . . .	124
5.8. Vectores de número de Mach en la zona de recirculación del aerospike. . . .	125
5.9. Comparación de presión estática en la base del spike. $p_c = 59 \text{ bar}$ . . . . .	125
5.10. Contorno de presión. Subexpansión de la tobera. $p_c = 59 \text{ bar}$ . . . . .	126
5.11. Contornos del número de Mach durante el ascenso. . . . .	127
5.12. Contorno de Mach. Identificación de contornos y zonas características en el patrón de flujo del aerospike. Altitud $14800 \text{ m}$ . . . . .	128
5.13. Número de Mach en la zona de recirculación. $z = 18 \text{ km}$ . . . . .	128
5.14. Empuje del aerospike a lo largo del ascenso. . . . .	129
5.15. Comparación de la presión estática en la base del spike con la altitud. . . .	130
5.16. Contornos del número de Mach durante el ascenso. Nueva geometría. . . .	131
5.17. Detalle de la zona de recirculación con la nueva geometría. Comparación en diferentes altitudes. . . . .	132
5.18. Comparación de los saltos de empuje con la altitud para las dos configuraciones geométricas de la rampa. . . . .	132
5.19. Zona de recirculación en la base del aerospike. Flujo secundario del 5 % del total. . . . .	134
5.20. Comparación de la presión estática en la base del spike. . . . .	134
5.21. Contorno del número de Mach para un divergente con un ratio de áreas un 20 % mayor que el original. . . . .	136
5.22. Contorno del número de Mach para un divergente un 20 % más largo y con un ratio de áreas un 40 % mayor que el original. . . . .	137



# Índice de tablas

1.1. Especificaciones técnicas del motor cohete <i>XRS - 2200</i> . . . . .	9
3.1. Tabla resumen de valores aceptables de $y^+$ . . . . .	62
4.1. Índices estadísticos de calidad de la discretización. . . . .	92
4.2. Índices de independencia. Caso original . . . . .	96
4.3. Índices de independencia. Primer refinamiento . . . . .	97
4.4. Índices de independencia. Segundo refinamiento . . . . .	97
4.5. Índices de independencia. Tercer refinamiento . . . . .	98
4.6. Índices de independencia. Cuarto refinamiento . . . . .	99
4.7. Índices de independencia. . . . .	99
4.8. Propiedades del producto de la combustión del motor cohete. . . . .	106
4.9. Propiedades de la mezcla aire - producto de la combustión. . . . .	106
5.1. Pérdida de empuje en el escalón para las dos configuraciones geométricas. . . . .	133
5.2. Empuje generado al introducir aire a través de la base del spike. . . . .	135
5.3. Empuje generado al introducir gases de la combustión a través de la base del spike. . . . .	135
5.4. Comparación del empuje para las dos configuraciones del divergente. . . . .	137
5.5. Comparación del empuje para las tres configuraciones del divergente. . . . .	138
II.1. Especificaciones técnicas del ordenador portátil empleado para el desarrollo de este trabajo. . . . .	151
II.2. Especificaciones técnicas de la estación de trabajo de apoyo para el desarrollo de este trabajo. . . . .	152
III.3. Resumen de costes materiales y humanos. . . . .	159
III.4. Tabla resumen de los costes totales por actividades. . . . .	160
III.5. Tabla resumen de los costes finales. . . . .	160
III.6. Tabla resumen de los costes fijos. . . . .	160



# Nomenclatura

## Letras Latinas

$\dot{m}$	Gasto másico	$kg/s$	$[MT^{-1}]$
$\dot{w}$	Flujo de peso efectivo de propelente	$N/s$	$[MLT^{-3}]$
$A$	Área	$m^2$	$[L^2]$
$a$	Velocidad del sonido	$m/s$	$[LT^{-1}]$
$C$	Coefficiente de empuje		
$c$	Velocidad media equivalente	$m/s$	$[LT^{-1}]$
$c^*$	Velocidad característica	$m/s$	$[LT^{-1}]$
$F$	Fuerza	$N$	$[MLT^{-2}]$
$g$	Gravedad a nivel del mar	$m/s^2$	$[LT^{-2}]$
$h$	Entalpía	$m^2/s^2$	$[L^2T^{-2}]$
$I_s$	Impulso específico	$s$	$[T]$
$I_t$	Impulso	$s$	$[MLT^{-1}]$
$l$	Longitud	$m$	$[L]$
$M$	Número de Mach		
$m$	Masa	$kg$	$[M]$
$P$	Potencia	$N \cdot m$	$[ML^2T^{-2}]$
$p$	Presión	$Pa$	$[MT^{-2}]$
$Q$	Calor de la combustión	$kgm^2/s^2$	$[ML^2T^{-2}]$
$s$	Entropía	$kgm^2s^{-2}K^{-1}$	$[ML^2T^{-2}K^{-1}]$
$T$	Empuje	$N$	$[MLT^{-2}]$
$t$	Tiempo	$s$	$[T]$
$u$	Velocidad del vehículo	$m/s$	$[LT^{-1}]$
$v$	Velocidad	$m/s$	$[LT^{-1}]$

## Letras Griegas

$\epsilon$	Relación de áreas
$\eta$	Eficiencia
$\gamma$	Índice adiabático del gas ideal
$\lambda$	Factor de corrección del momento lineal

$\theta$	Ángulo entre células de empuje y eje del aerospike	$rad$	
$\rho$	Densidad	$kg/m^3$	$[ML^{-3}]$

## Superíndices

\* Condiciones de bloqueo de la tobera

## Subíndices

0	Condiciones a nivel del mar
0	Condiciones de remanso
1	Condiciones antes de la onda de choque
1	Condiciones en el <i>inlet</i> de la tobera
2	Condiciones a la salida de la tobera
2	Condiciones tras la onda de choque
3	Condiciones atmosféricas
<i>base</i>	Relativo a la base del cuerpo central o <i>spike</i>
<i>centerbody</i>	Relativo al cuerpo central o <i>spike</i>
<i>chem</i>	Relativo a la reacción química del propelente
<i>comb</i>	Relativo a la combustión
<i>e</i>	“Exit”, salida
<i>F</i>	Relativo al coeficiente de empuje
<i>int</i>	Relativo a la energía interna del propelente
<i>jet</i>	Relativo al chorro de gas expulsado
<i>p</i>	Relativo a un área. “Proyectada”.
<i>prop</i>	Relativo a la propulsión
<i>R</i>	Relativo a la reacción química del propelente
<i>s</i>	Específico (por unidad de peso)
<i>t</i>	Total
<i>t</i>	“Throat”, garganta
<i>vehicle</i>	Relativo al vehículo



**Parte I**  
**Memoria**



# 1

## Introducción.

### Contenidos

1.1. Introducción. . . . .	5
1.2. Objetivos y justificación. . . . .	6
1.3. Objeto del trabajo. . . . .	7
1.4. Antecedentes. . . . .	9



## 1.1. Introducción.

En el presente trabajo se lleva a cabo el estudio y la caracterización del flujo en una tobera aerospike del motor cohete *XRS* – 2200 del prototipo *X* – 33 que aparece en la Figura 1.1.



Figura 1.1: Imagen del ala volante *X-33* para la investigación de vuelo orbitales de una sola fase. [17]

El *X* – 33 es un prototipo a escala (53% del real) de tecnología avanzada utilizado para mostrar la configuración y tecnologías que un vehículo de lanzamiento reusable (*RLV*) orbital de fase única (*SSTO*) incorpora. Esto incluye tanto el diseño de un cuerpo sustentador en ala-delta para la aerodinámica externa como un motor cohete *aerospike* lineal para la propulsión.

Se trata por tanto un vehículo de lanzamiento reusable, diseñado para despegar de forma vertical, realizar misiones suborbitales, y aterrizar de forma horizontal convencional. Todos los subsistemas que incorporan muestran las tecnologías clave en las que se basa su mejora de rendimiento en comparación a los vehículos actuales.

La propulsión principal que se ocupa de proporcionar empuje para el lanzamiento en vertical y el posterior ascenso viene suministrada por dos motores aerospike lineales alimentados por oxígeno e hidrógeno líquido como propelentes. El *XRS* – 2200 es un generador de gas con un aerospike lineal ideal y truncado, capaz de proporcionar más de 888 *kN* a nivel del mar.

La principal ventaja de los aerospikes lineales sobre cualquier motor cohete convencional incluye compensación de altitud completa (lo que proporciona un mejor rendimiento), además de una reducción de peso global al incorporar el motor a la propia estructura del vehículo (lo que conlleva también un mejor reparto de pesos).

El estudio de nuevos diseños de toberas, como es el caso de las *aerospike*, conlleva siempre estudios previos que analicen toda la fenomenología existente. Esto da pie a la capacidad de, por una parte, desarrollar un diseño que optimice aquellos efectos beneficiosos para la misión a la que se va a encomendar, y por otra parte conseguir minimizar las pérdidas

o desventajas que produzcan el resto de efectos que, inevitablemente, aparecen. Como se verá a continuación las inversiones que las compañías realizan al desarrollo de nuevos diseños con prometedoras consecuencias son igualmente prometedores. El problema siempre surge con que al invertir tales cantidades de capital, el fallo de cualquier prototipo supone un golpe durísimo al desarrollo mismo del proyecto. En este caso, se estudia un nuevo tipo de motor cohete que permite, por una parte, lanzar un vehículo desde nivel del mar y hacerlo ascender hasta más de 100 *km* de altura, y por otra, propulsarlo con un buen rendimiento a lo largo de misiones suborbitales a gran velocidad. Como se puede pensar, el coste de cualquier experimento para discernir las consecuencias nuevas mejoras incorporadas es muy alto. Por ello, en el presente trabajo se lleva a cabo una técnica muy extendida en la actualidad por su relativamente reducido coste, y sus grandes aportaciones al desarrollo en cuanto a resultados: el CFD.

El estudio se ha realizado mediante herramientas de cálculo computacional (*Computational Fluid Dynamics*), dado que se considera que la observación de los fenómenos que se producen y la experimentación con prototipos reales se escapa a los objetivos de este trabajo.

El *software* utilizado ha sido la plataforma comercial de ANSYS® Inc. con los paquetes correspondientes al diseño de geometrías (*DesignModeler*®), discretización de dominio (*Mesher*®) y el *solver* (*FLUENT*®). Todos estos medios han sido proporcionados por el Instituto CMT - Motores Térmicos de la Universidad Politécnica de Valencia.

El presente escrito incluye toda la metodología seguida para la simulación de la tobera comentada, incluyendo las bases físico-teóricas necesarias para su comprensión, así como lo modelos físicos que a nivel software se han implementado para poder llevar a cabo la simulación.

Antes de comenzar con esto, se expone brevemente a continuación, los objetivos que buscan cumplirse con el presente trabajo, así como el objeto concreto de estudio y sus posibles antecedentes.

## 1.2. Objetivos y justificación.

De forma general, en el desarrollo del presente trabajo se persiguen 2 objetivos esenciales:

1. Este trabajo se realiza para la finalización de los estudios de la titulación de Grado en Ingeniería Aeroespacial en la Universidad Politécnica de Valencia y la consecuente obtención del título de Graduado en Ingeniería Aeroespacial, con intensificación en aeronaves.
2. Se pretende obtener una solución mediante técnicas computacionales del patrón de flujo de una tobera de límites aerodinámicos de tipo aerospike instalada en un motor cohete en sus condiciones de funcionamiento. Para este segundo objetivo se deberán cumplir una serie de subobjetivos.

- Conocer las bases físicas y teóricas de los motores cohete.
- Conocer la fenomenología existente en las toberas de este tipo de motores para los diferentes estudios que se van a llevar a cabo.
- Revisar de la tecnología disponible para resolver problemas en este ámbito, así como la mejor manera de implementar la realidad física a la realidad virtual.
- Estudiar el modelado de geometrías mediante software informático.
- Llevar a cabo las diferentes fases que incluye la resolución de problemas mediante técnicas CFD.
- Llevar a cabo diferentes estudios sobre la geometría generada de los cuales se puedan extraer conclusiones relevantes y tendencias de magnitudes clave en el estudio de toberas.
- Obtener a partir de los resultados material gráfico e intuitivo que ayude a la comprensión de las conclusiones que se van a extraer.

### 1.3. Objeto del trabajo.

Como se ha dicho, el motor principal del prototipo  $X - 33$  es el motor aerospike lineal  $XRS - 2200$  que aparece en la Figura 1.2. Éste produce empuje propulsivo quemando una combinación de oxígeno e hidrógeno líquido. Los gases de la combustión son generados en células individuales de propulsores organizados en dos bloques a los dos lados de la tobera aerospike. La alta presión que genera la combustión hace que los gases se expandan contra el cuerpo central del aerospike (o simplemente *spike*). Esto es en última instancia lo que genera el empuje para el vehículo. Dos de estos motores  $XRS - 2200$  son los encargados de impulsar al  $X - 33$  y están distribuidos en la base del vehículo e integrados con su estructura. Como detalle, el motor está situado de forma que se alinee el eje “*pitch*” del vehículo con la dirección principal de generación de empuje.

La cualidad más característica de este motor es la tobera aerospike de spike truncado. El flujo principal proporcionado por estas células de combustión recorre el spike y proporciona el empuje capaz de ser compensado con la altitud: El flujo externo se expande directamente a la atmósfera en función de la presión exterior a la que esté sometida el vehículo, por lo que cambios en la presión exterior afectan directamente a la distribución de presiones sobre el spike. Desafortunadamente, existe debido a este flujo primario una zona de recirculación en la zona truncada del spike que es mitigada con la inclusión de un flujo secundario (producido por las turbinas del motor) en la base del cuerpo central truncado. Esto provoca un incremento de la presión en esta zona aumentando la eficiencia de la tobera. Cabe comentar que el diseño de este motor en concreto incorpora elementos de los motores *Apollo/Saturn J - 2* y *J - 2S* utilizados en la actualidad.

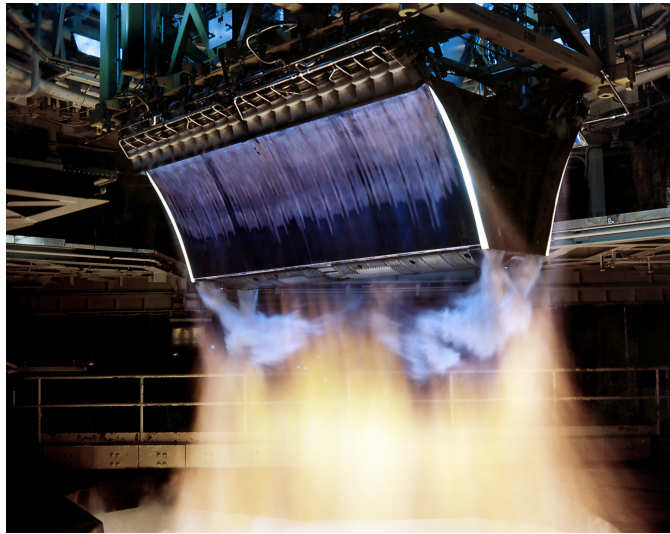


Figura 1.2: Imagen real de experimentación con la tobera del motor cohete *XRS – 2200* por la NASA. [13]

En la Figura 1.3 se muestra un croquis de la geometría lineal del aerospike, donde se diferencian claramente las 10 células de empuje que incorpora a cada lado. Se trata por tanto de 20 módulos con cámara de combustión independiente que expulsan los gases a toberas convergentes divergentes de garganta circular y sección de salida rectangular.

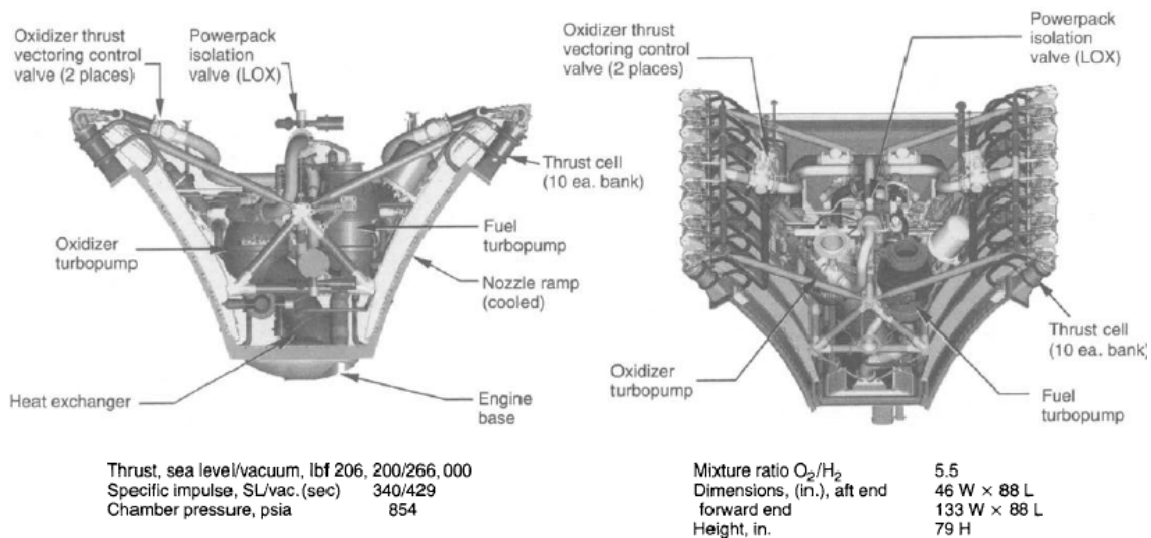


Figura 1.3: Croquis y dimensiones del aerospike del motor cohete *XRS – 2200* desarrollado por la NASA. [3]

Para poder estudiarlo mediante las técnicas CFD de las que se hace uso en este trabajo, la geometría se aproximará a un modelo en dos dimensiones con áreas características proporcionadas y dimensionadas de la manera más coherente posible a la forma real.

Los datos en los cuales se basa este estudio son los reales ofrecidos por un estudio de la NASA [6] y que se listan a continuación en la Tabla 1.1



<b>Tipo</b>	Ciclo de generación de gas con aerospike lineal	
<b>Propulsores</b>	Garganta circular	
	Salida rectangular	
	Ratio de áreas de 5,8 : 1 10 en cada lado	
<b>Propelente</b>	Oxígeno líquido / Hidrógeno líquido	
<b>Empuje</b>	<b>A nivel del mar</b>	909,305kN
	<b>Al vacío</b>	1184kN
<b>Impulso específico</b>	<b>A nivel del mar</b>	339s
	<b>Al vacío</b>	436,5s
<b>Presión en cámara</b>	59,08807bar	
<b>Palanca de gases</b>	50 – 100 %	
<b>Ratio Oxígeno-Fuel máximo</b>	6	
<b>Ratio de áreas global</b>	57,7 : 1	

Tabla 1.1: Especificaciones técnicas del motor cohete *XRS* – 2200.

En forma de recopilación, los estudios que se van a llevar a cabo sobre la tobera del motor cohete *XRS* – 2200 se muestran a continuación.

- Proceso de arranque del motor cohete en condiciones de banco de pruebas (nivel del mar) hasta la presión en cámara de diseño. Estudio de los patrones de flujo resultantes y comparación con la teoría de aerospikes existente.
- Comprobación de la compensación de altura característica de este tipo de toberas. Se utilizará un modelo de atmósfera estándar (*ISA*) con tal de llevar a cabo la correlación presión-temperatura correspondiente. De nuevo se analizará el patrón de flujo en comparación al estudio a nivel del mar.
- Estudio de la mejora en el rendimiento del aerospike al introducir un flujo secundario por la base del cuerpo central truncado. Se introducirán flujos iguales al 1 – 5 % del flujo másico total trasegado por la tobera para realizar un pequeño estudio paramétrico de valores clave.
- Efectos en el patrón de flujo y rendimiento de una variación geométrica en la parte divergente de la célula de expansión de gases. Se aumentará el ratio de áreas entre salida de la célula y garganta en un 20 – 30 % además de extender de forma longitudinal la parte divergente un 20 %. Con esto se buscará minimizar la subexpansión que sufre la tobera y aumentar su rendimiento.

## 1.4. Antecedentes.

El *Lockheed X-33* que aparece en la Figura 1.1, fue un vehículo espacial suborbital no tripulado desarrollado en 1990 bajo la Iniciativa de Lanzamiento Espacial llevada a cabo por el Gobierno de los Estados Unidos de América. El *X-33* era el prototipo que incorporaba la tecnología en desarrollo del futuro vehículo orbital *VentureStar*. Este vehículo

sería el primer vehículo de lanzamiento espacial reutilizable de nueva generación. La NASA instaló en este prototipo un gran número de nuevas tecnologías que se creían necesarias para cumplir con éxito la misión de un “*single-stage-to-orbit reusable launch vehicle, SSTO-RLV*” o “vehículo de lanzamiento reutilizable para vuelos orbitales de fase única”. Entre ellas destacaban protecciones térmicas metálicas, depósitos de combustible criogénico fabricadas con composites, sistemas avanzados de control no tripulado, nuevos perfiles aerodinámicos, y motores cohete con toberas aerospike.

El primer modelo a escala real de 21m de envergadura falló estrepitosamente y obligó a cerrar el programa con carácter federal en 2001.

La inversión en el proyecto fue de \$922mill. por parte de la NASA y de \$357mill. por parte de *Lockheed Martin*.

*Lockheed Martin* continuó testando un modelo a escala de 2m de envergadura, y consiguió llevar a cabo ciertas pruebas con éxito en 2009. Basado en el X-33, intentó desarrollar un SSTO-RLV denominado *VentureStar* con misiones suborbitales de tipo comercial. Por esto, el X-33 no sólo sirvió como vehículo para testar nuevas tecnologías aeroespaciales, sino que también demostró qué tecnología era necesaria para hacer posibles los vuelos orbitales comerciales. La idea se basaba en un lanzamiento de tipo cohete pero con ascenso vertical hasta altitudes de unos 75,8km, para luego volver a tierra con una trayectoria convencional. Sin embargo, este proyecto jamás fue lanzado, y la compañía decidió que no era rentable continuar invirtiendo en este vehículo.

Como es de suponer, el desarrollo de este tipo de vehículos totalmente novedosos de los cuales no se tenía ninguna experiencia en la vida real, conllevaron numerosos estudios previos de cada una de las tecnologías que se incorporaban. Previamente a experimentaciones con prototipos fabricados, dada la potencia computacional existente en la actualidad, el método clásico de investigación pasa por simulaciones por ordenador de los componentes pertinentes.

El presente trabajo versa sobre una de estas posibles investigaciones previas acerca del motor *aerospike* que incorporaba el X-33. Como es lógico a nivel Universitario no se cuenta con los medios de una compañía privada que invierte las cantidades mencionadas en un proyecto de este estilo. Por ello, a la fecha de realización de este trabajo no se cuenta con base de datos ni estudios similares realizados sobre toberas aerospike en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño, o en el Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Por esta razón este trabajo se desarrolla como primerizo en este ámbito, y servirá para futuros trabajos como un posible punto de partida.

# 2

## Propulsión cohete y flujos en tobera.

### Contenidos

<b>2.1. Introducción.</b>	<b>13</b>
<b>2.2. Propulsión cohete.</b>	<b>13</b>
2.2.1. Concepto de propulsión.	13
2.2.2. Propulsión cohete. Clasificación.	13
2.2.3. Aplicaciones de la propulsión cohete.	15
2.2.4. Definiciones y fundamentos de la propulsión cohete.	15
<b>2.3. Cohete ideal.</b>	<b>20</b>
<b>2.4. Estudio de la tobera.</b>	<b>21</b>
2.4.1. Flujo isentrópico a través de una tobera.	22
2.4.2. Condición de bloqueo en la garganta.	23
2.4.3. Toberas sub- y sobre-expandidas.	26
2.4.4. Configuraciones de toberas.	29
2.4.5. Tobera real.	41
<b>2.5. Fenomenología de ondas de choque en una tobera.</b>	<b>42</b>
2.5.1. Consideraciones generales sobre las ondas de choque.	42
2.5.2. Tipos de onda de choque.	42
<b>2.6. Tecnología disponible para el estudio de motores cohete.</b>	<b>45</b>
2.6.1. Técnicas experimentales.	45
2.6.2. Simulación mediante técnicas CFD.	46



## 2.1. Introducción.

En este capítulo se van a abordar los principios físicos y las bases teóricas sobre las que se fundamenta la propulsión de motores cohete así como las toberas convergentes-divergentes, presentes en la gran mayoría de los motores de este tipo. Dentro de este marco, se situarán las toberas aerospike, presentando descripción, características, ventajas, inconvenientes, etc.

## 2.2. Propulsión cohete.

### 2.2.1. Concepto de propulsión.

De forma general, la propulsión es el acto de cambiar el movimiento de un cuerpo. Los mecanismos de propulsión generan fuerzas capaces de mover un cuerpo que inicialmente se encontraba en reposo, cambiar la velocidad que llevaba en un instante, o superar las fuerzas que se oponen al movimiento cuando viaja a través de un medio (como puede ser, por ejemplo, el rozamiento con el aire).

El fundamento físico último en el cual se basa la propulsión es la archiconocida tercera Ley de Newton o *Principio de acción-reacción*, según la cual, “cuando se genera una fuerza de una magnitud y sentido dadas sobre un cuerpo, éste produce una fuerza de igual magnitud y sentido contrario a la primera”. Es decir, los sistemas de propulsión generan una fuerza sobre un gas en sentido opuesto al movimiento del cuerpo impulsando dicho fluido al exterior. Este fluido genera la misma fuerza en magnitud pero esta vez en el sentido del movimiento, impulsando el cuerpo en el sentido que se desea y consiguiendo el movimiento.

### 2.2.2. Propulsión cohete. Clasificación.

Existen diversos modos de conseguir propulsión. Si se habla de propulsión cohete, la propulsión es generada mediante la eyección de cantidad de movimiento a la masa almacenada *a bordo*. Es por tanto necesario cargar con esta fuente de energía en el interior del cohete.

Los sistemas de propulsión cohete están compuestos principalmente por motores de combustión interna que se pueden clasificar en torno a diversas características, de las que se podrían destacar las siguientes.

- **Tipo de energía utilizada:** Química, nuclear, solar.
- **Tipo de misión espacial.**
- **Tipo de vehículo:** Aeronave, misil, vehículo espacial, etc.
- **Tamaño.**
- **Tipo de combustible.**

### - Tipo de construcción.

Como norma general, los motores cohete obtienen el empuje mediante la expansión termodinámica de un gas y la conversión de la energía interna en energía cinética de los gases de la salida en una tobera. Esto, como se ha dicho, es el principio más extendido dentro de los motores cohete, y es el caso de los motores químicos, objeto de estudio de este trabajo.

#### 2.2.2.1. Motores cohete químicos.

La Figura 2.1 muestra la estructura típica de un motor cohete con combustible líquido. Como se observa, en líneas generales se compone de los depósitos de combustible y oxidador (esto permite el funcionamiento en condiciones atmosféricas donde la combustión libre no es posible), una cámara de combustión, un inyector y una tobera de expansión de gases.

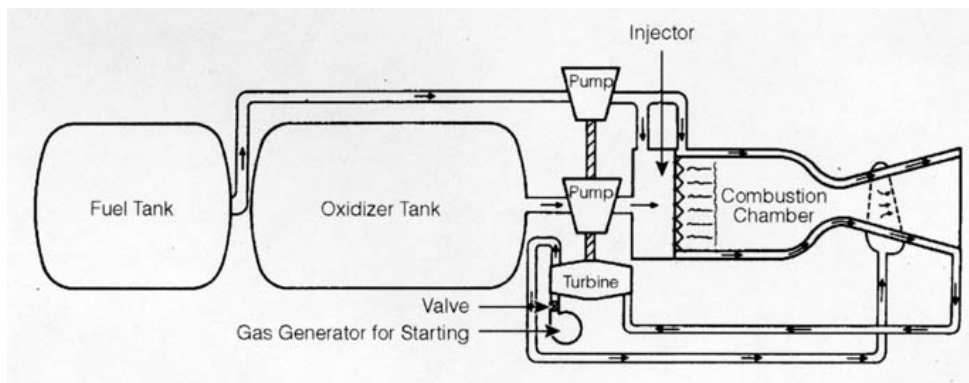


Figura 2.1: Esquema de un motor cohete químico de combustible líquido. [18]

Dentro de los motores cohete químicos es posible diferenciar algunos grupos según la manera en la que están almacenados y reaccionan el combustible y el oxidante:

- Bipropelente líquido: Oxidante y combustible en estado líquido
- Monopropelente: Un único líquido con especies de combustible y oxidante que es descompuesto en gases calientes cuando es correctamente catalizado.

En la cámara de combustión tiene lugar la oxidación del combustible a una alta presión y temperatura (del orden de los  $2500 - 4100^{\circ}\text{C}$ ), donde se combina el combustible (líquido en el caso de la Figura 2.1) y el oxidante. La cámara debe ser por tanto muy resistente para soportar las altas presiones y temperaturas que resultarán en el proceso. El gas resultante es consecuentemente expandido en una tobera y acelerado a las altas velocidades que proporcionarán empuje al vehículo. Las temperaturas que se alcanzan son en orden de magnitud el doble del punto de fusión del acero, por lo que en algunas zonas es necesaria la refrigeración de los materiales expuestos a los gases calientes.

De todas las piezas que componen un motor cohete convencional, lo que se focaliza en este trabajo es la tobera, herramienta fundamental para la generación de empuje y sobre las cuales existen muy diversas variantes.

### 2.2.3. Aplicaciones de la propulsión cohete.

La propulsión cohete, como se ha podido intuir en lo escrito hasta ahora, tiene unas características que la hacen única bajo ciertas condiciones, haciendo que su uso sea prácticamente exclusivo y sin competidores en algunos campos de aplicación:

- **Vehículos de lanzamiento:** Cada misión espacial lanzada hasta la fecha (más de 150) tiene un objetivo de vuelo espacial concreto, como puede ser una órbita alrededor de la tierra o incluso el aterrizaje en la Luna y posterior regreso a la Tierra. Debido a la gran variedad, los vehículos espaciales requieren de entre dos y cinco fases propulsivas para completar con éxito dicha misión, cada una con un sistema propulsivo completo. El número de fases necesarias varía en función de la trayectoria específica de la misión, el número y tipo de maniobras, la energía por unidad de masa necesaria y demás factores. Tras la primera fase de ascenso o de lanzamiento del vehículo, el sistema propulsivo consumido es eyectado y la propulsión cohete instalada en la siguiente fase entra en ignición. Como se ha dicho, a partir de aquí se instalarán sistemas de propulsión cohete complementarios en función de los factores y variables de la misión. Dentro de esta familia se localizaría el vehículo  $X - 33$  objeto de este estudio.
- **Naves espaciales:** Se pueden clasificar como satélites terrestres o lunares, interplanetarios, trans-solares y tripuladas o no tripuladas. En este tipo de vehículos o naves, la propulsión cohete es fundamental puesto que la mayor parte de su misión o la totalidad de la misma es en ambientes extra-atmosféricos donde otros sistemas de propulsión con totalmente inutilizados.
- **Misiles y otras aplicaciones:** Para los misiles modernos la propulsión cohete de combustible sólido es prácticamente la norma. Por otra parte, la propulsión cohete también es utilizada en términos de investigación, como asistentes para el despegue de otras aeronaves, eyección de sistemas de emergencia, etc.

### 2.2.4. Definiciones y fundamentos de la propulsión cohete.

La propulsión cohete es una materia exacta pero no fundamental, por lo que no existe una base científica de leyes derivadas únicamente de su naturaleza para definirla. Sin embargo, la propulsión cohete se introduce dentro del marco definido por los principios de la mecánica, la termodinámica y la química.

La propulsión se consigue aplicando una fuerza sobre un vehículo para acelerarlo o para mantener su velocidad ante fuerzas resistentes. Esta propulsión es debida a la eyección de gases a altas velocidades a través de la tobera del motor.

En esta sección se tratan las definiciones y las relaciones básicas entre la fuerza propulsiva, la velocidad de los gases de escape y las eficiencias de la conversión de energía del combustible.

### Impulso

El impulso total producido se define como la fuerza de empuje integrada a lo largo del tiempo de ignición, tal y como muestra la Ecuación 2.1.

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (2.1)$$

De alguna forma, el impulso es proporcional a la energía total que es liberada por la totalidad de propelente del sistema propulsivo.

El impulso específico  $I_s$  se define como el impulso total producido por unidad de peso del propelente. Es una magnitud de relevante importancia en la propulsión cohete y se considera figura de mérito del rendimiento de un sistema propulsivo. Cuanto más grande sea este valor, mayor rendimiento ofrecerá el sistema. Su definición se muestra en la Ecuación 2.2 (donde  $g_0$  es la gravedad a  $SL$ ), y valores comunes de esta magnitud se pueden encontrar en [3].

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int \dot{m} dt} \quad (2.2)$$

Esta magnitud juega un papel fundamental en la definición de la *velocidad efectiva de escape*. Puesto que la velocidad del escape de un sistema propulsivo no es uniforme a lo largo de la sección de salida, no es posible representar la magnitud total del empuje a partir de esta velocidad. Por convenio, se suele aproximar el problema a un problema unidimensional donde la velocidad axial  $c$  es uniforme. Por lo tanto, esta velocidad efectiva  $c$  es la velocidad media equivalente a la cual el propelente es eyectado del vehículo y su definición se muestra en la Ecuación 2.3.

$$c = I_s g_0 = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2.3)$$

Puesto que  $c$  e  $I_s$  difieren tan sólo en una constante, ambos dos pueden considerarse una medición del rendimiento del sistema propulsivo.

### Empuje

El empuje es la fuerza producida por un sistema de propulsión cohete en un vehículo que lo incorpora. De una forma simplificada, se define como la reacción que experimenta un cuerpo del cual se está expulsando una masa a alta velocidad.

El momento lineal es una magnitud vectorial y es definida como el producto de la masa por la velocidad de cualquier partícula. En propulsión cohete, estas partículas de masa pequeña serían expulsadas a gran velocidad. El empuje es definible a partir de este momento lineal a partir de la Ecuación 2.4 donde se considera que el gasto másico es



constante y la velocidad  $v_2$  es uniforme y axial, como se ha comentado en la simplificación de la velocidad  $c$ .

$$F = \frac{dm}{dt}v_2 = \dot{m}v_2 = \frac{\dot{w}}{g_0}v_2 \quad (2.4)$$

donde  $\dot{w}$  es el flujo de peso efectivo del propelente, y  $v_2$  es la velocidad de los gases de escape relativa al vehículo (Figura 2.2)

La Figura 2.2 muestra el esquema del fenómeno físico de la propulsión en un cohete. Como se puede observar la fuerza es la resultante de la diferencia de presiones ejercidas por los gases de la combustión sobre las paredes internas  $p_1$  y de la presión atmosférica sobre las paredes externas del cohete  $p_3$ . Esta fuerza es opuesta a la dirección de eyección de los gases y por lo tanto proporciona movimiento al vehículo en el que está instalado.

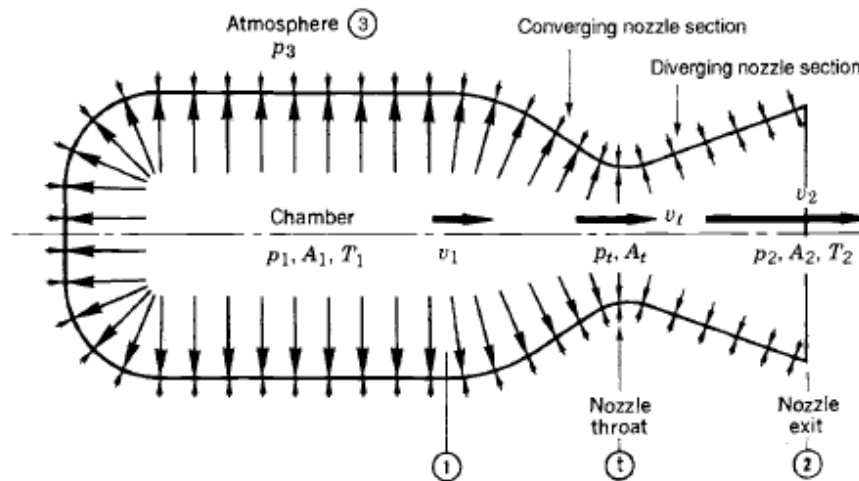


Figura 2.2: Esquema del origen del empuje a partir de las presiones que se aplican en las paredes internas y externas del sistema de propulsión cohete. [3]

Para condiciones de operación estacionarias de un motor cohete en un medio atmosférico homogéneo, este esquema puede ser traducido matemáticamente tal y como se expresa en la Ecuación 2.5 que calcula la fuerza de empuje  $T$ .

$$T = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (2.5)$$

donde el primer término representa el empuje derivado del momento lineal producto del gasto másico y la velocidad de escape de los gases relativa al vehículo y el segundo término representa el empuje derivado de la diferencia de presiones exterior y de salida multiplicada por el área de salida  $A_2$ .

Como se observa, el primer término ofrece la posibilidad de aumentar el empuje generado mediante el aumento de la velocidad de los gases de escape en la sección de salida de la tobera. Sin embargo, para alcanzar esto, además de una alta presión y temperatura

en la cámara de combustión del motor, es necesario reducir la presión a lo largo de la tobera lo máximo posible. Esto se consigue con un ratio entre área de salida  $A_e$  y área de garganta  $A_t$  alto. Es por esto que adquiere una importancia relevante en el rendimiento de una tobera de un motor cohete el parámetro  $\epsilon$  definido en la Ecuación 2.6 a partir de la relación entre estas dos áreas.

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} \quad (2.6)$$

Del segundo término de la Ecuación 2.5 se puede deducir que siempre se busca que la diferencia de presiones sea positiva y por la tanto se proporcione empuje efectivo positivo al vehículo. Cuando esta diferencia es nula, se habla de *ratio de expansión máximo*, concepto que se tratará más adelante. Cabe comentar en este punto, que en este término juega un papel interesante la altura ya que, como es sabido, la presión  $p_3$  disminuye con la altura, lo que varía el rendimiento de un motor cohete, factor a tener en cuenta.

### Velocidad de escape.

La velocidad efectiva de escape definida en la Ecuación 2.3 se aplica a cualquier cohete que expande termodinámicamente gases calientes en una tobera y, por extensión, a todos los sistemas que expulsen masa. Esta definición puede ser adaptada para sistemas en los que el flujo másico de propelante sea constante resultando en la Ecuación 2.7.

$$c = v_2 + (p_2 - p_3) \frac{A_2}{\dot{m}} \quad (2.7)$$

De esta expresión se deduce que la velocidad efectiva equivalente coincide con la velocidad de escape de los gases en la sección de salida cuando la presión ambiente coincide con la presión en esta sección. Normalmente el segundo término del lado derecho de la ecuación es pequeño en comparación al primero, por lo que en ocasiones se asume directamente que la velocidad efectiva de escape es la velocidad de escape de los gases en la sección de salida.

Otra definición interesante es la velocidad característica  $c^*$  que es frecuentemente utilizada. Se define en la Ecuación 2.8.

$$c^* = \frac{p_1 A_t}{\dot{m}} \quad (2.8)$$

Esta magnitud se utiliza para comparar el rendimiento relativo entre diferentes diseños y propelentes de sistemas de propulsión cohete químicos. Es relativa a la eficiencia en la combustión y es independiente de las características de la tobera en sí.

### Energía y eficiencia.

Dentro de un motor cohete, dos tipos de conversión energética tienen lugar. Por una parte la extracción de energía interna del combustible en energía térmica; por otra, la conversión de ésta en energía cinética. De esta última conversión se obtiene la reacción denominada empuje. La Ecuación 2.9 muestra la expresión del ratio de eyección de energía para un gas a velocidad constante  $v$ .

$$P_{jet} = \frac{1}{2}\dot{m}v^2 = \frac{1}{2}\dot{w}g_0I_s^2 = \frac{1}{2}Fg_0I_s = \frac{1}{2}Fv_2 \quad (2.9)$$

A partir de esta expresión se puede calcular la llamada potencia específica dividiéndola entre la masa del sistema propulsivo  $m_0$ .

Por otra parte, en un sistema de propulsión químico, la potencia almacenada en el combustible es, para un calor de la reacción en la combustión  $Q_R$ , la expresada en la Ecuación 2.10.

$$P_{chem} = \dot{m}Q_R \quad (2.10)$$

De toda esta potencia, es conocido que el 94–99 % se dispone realmente para crear energía propulsiva. Esta proporción se conoce como rendimiento de la combustión o  $\eta_{comb}$ .

Por otra parte, para conocer la potencia transmitida al vehículo se aplica la Ecuación 2.11, donde  $F$  es el empuje del sistema propulsivo, y  $u$  es la velocidad del vehículo que lo incorpora.

$$P_{vehicle} = Fu \quad (2.11)$$

La Figura 2.3 muestra de manera gráfica el progreso que tiene la energía disponible en el motor cohete desde la combustión hasta producir la propulsión que se desea.

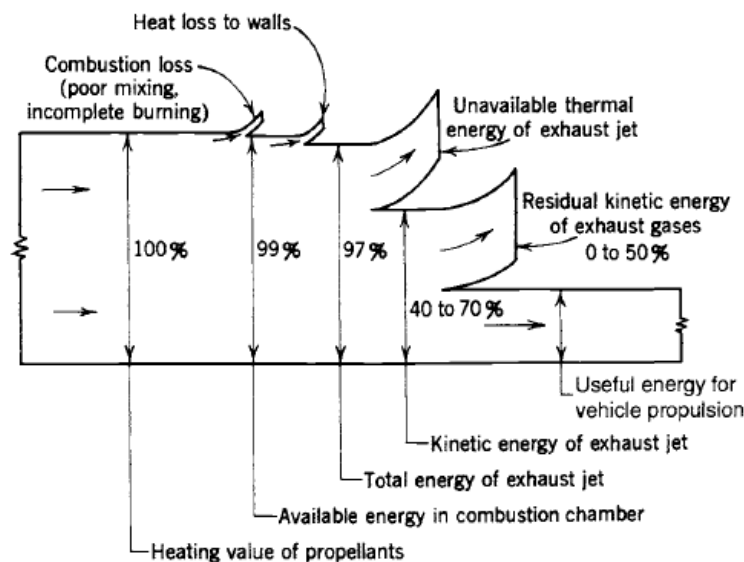


Figura 2.3: Balance energético típico de un motor cohete químico. [3]

Como se observa de toda la energía acumulada en el combustible finalmente tan sólo el 40–70 % de la misma es utilizada para la propulsión del vehículo.

La eficiencia interna de un sistema propulsivo es un índice de la eficacia con la que se convierte la energía disponible entrante al sistema propulsivo en energía cinética de la materia eyectada. Su definición se expresa en la Ecuación 2.12 a partir de la Ecuación 2.9.

$$\eta_{int} = \frac{\text{Potencia cinética del vehículo}}{\text{Potencia química disponible}} = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v^2}{\eta_{comb}P_{chem}} \quad (2.12)$$

Por otra parte, se conoce como eficiencia propulsiva al siguiente paso, es decir, qué parte de esa energía cinética expulsada se utiliza para propulsar el vehículo y cuál se pierde. Su expresión es la de la Ecuación 2.13

$$\begin{aligned} \eta_{prop} &= \frac{\text{Potencia transmitida al vehículo}}{\text{Potencia transmitida al vehículo} + \text{Potencia cinética residual}} \\ &= \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v^2}{\eta_{comb}P_{chem}} = \frac{Fu}{Fu + \frac{1}{2}\frac{\dot{w}}{g_0}(c-u)^2} \end{aligned} \quad (2.13)$$

A partir de este parámetro surge la problemática de cómo obtener grandes eficiencias globales del motor minimizando la cantidad de masa que se expulsa y que no produce propulsión.

### 2.3. Cohete ideal.

Las relaciones termodinámicas dentro de una tobera y una cámara de combustión son la herramienta matemática necesaria para conocer el rendimiento y determinar múltiples parámetros clave de diseño de un sistema de propulsión cohete. Muchas veces se busca simplificar estas herramientas al máximo para obtener expresiones intuitivas, y para ello se hace uso de un concepto denominado *cohete ideal*. Se trata de una forma de conseguir que las relaciones termodinámicas que tienen lugar en toberas reales se simplifiquen bajo una serie de hipótesis que se especifican a continuación, y se transformen por tanto en relaciones matemáticas sencillas. La base de esta teoría es una tobera con flujo interior *quasi*-unidimensional. Se conoce que para el caso de sistemas de propulsión cohete químicos, los resultados reales difieren entre un 1 – 6% de la solución ideal planteada, y son corregibles a partir de ciertos factores cuya definición se conoce. Por todo ello, es interesante conocer esta teoría para eludir la problemática del flujo a través de una tobera de una manera sencilla pero no demasiado alejada de la realidad.

Las hipótesis en las que se basa esta teoría del cohete ideal son las siguientes:

1. Los productos de la reacción química obtenidos tras la combustión son homogéneos.
2. Todos los productos son gaseosos.
3. Los productos siguen la ley de los gases ideales.
4. No hay transferencia de calor a través de las paredes del cohete: El flujo es adiabático.

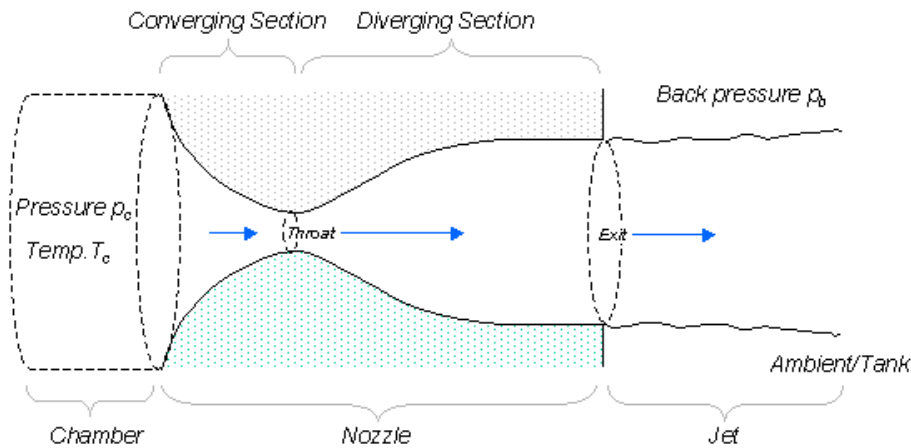
5. No existe fricción y los efectos de la capa límite son despreciables.
6. No hay ondas de choque ni discontinuidades en el flujo de la tobera.
7. El flujo es estacionario. La expansión es uniforme y estacionaria. Los efectos transitorios (arranque y parada del motor) tienen una duración muy corta y pueden ser despreciados.
8. Los gases de escape de la tobera tienen una dirección axial.
9. La velocidad, presión, temperatura y densidad del gas son uniformes para cualquier sección normal al eje de la tobera.
10. El equilibrio químico se establece en el interior de la cámara de combustión y la composición del gas no cambia a lo largo de la tobera.
11. Los propelentes almacenados están a temperatura ambiente.

Para motores cohete de propelente líquido o sólido, combustible y oxidante se mezclan de forma prácticamente homogénea, o ya están mezclados antes de la combustión. Puesto que en la cámara de combustión las temperaturas son muy altas ( $2500 - 3600K$ ), los gases que se generan están muy por encima de sus condiciones de saturación y se puede asumir que siguen las leyes de gas perfecto. En cuanto a las hipótesis 4, 5 y 6, se basan en relaciones de expansión isentópicas en la tobera del cohete, suponiendo por tanto que la conversión de energía interna en cinética es máxima. Esto implica que la tobera es termodinámicamente reversible. En cuanto a las pérdidas por fricción de la pared, son difíciles de estimar pero son comúnmente pequeñas. Las pérdidas por transmisión de calor a las paredes de las cámaras de combustión no suele superar el 1% de la energía total. Si el motor está bien diseñado, la conversión energética se produce sin discontinuidades y sin choques y las pérdidas por expansión de gases son normalmente pequeñas.

## 2.4. Estudio de la tobera.

La función de la tobera, como ya se ha comentado, es la transformación de la energía térmica que se ha obtenido de la energía química del combustible en la cámara de combustión en energía cinética de gases a altas velocidades. En otras palabras, la tobera es la encargada de transformar altas presiones y temperaturas al inicio del convergente en un gas a alta velocidad a costa de disminuir presión y temperatura a la salida del divergente.

Las toberas tienen diferentes áreas o secciones características a lo largo de su longitud en la dirección del flujo interior. La Figura 2.4 muestra claramente como tras la cámara de combustión se localiza la parte convergente que culmina en el área más pequeña por la que pasa el flujo denominada “garganta” o *throat* en inglés. Posteriormente se localiza la zona divergente donde el flujo es acelerado en régimen supersónico hasta el área de salida. Esta parte de la tobera adquiere diferentes geometrías que dan nombre al tipo de tobera que se utiliza y que se comentarán más adelante. La forma ideal de la tobera es aquella cuya área de salida consigue una expansión de los gases tal que en este punto la presión de salida y la presión atmosférica coinciden.



**Figure 1.** Converging Diverging Nozzle Configuration

Figura 2.4: Esquema de las zonas y áreas características presentes en una tobera convergente divergente como la que se analiza en el presente trabajo. [19]

### 2.4.1. Flujo isentrópico a través de una tobera.

El principio de conservación de la energía puede ser aplicado a estas condiciones, puesto que el proceso en el interior de la tobera es adiabático. Además, sin choques o pérdidas por fricción, la entropía no cambia a lo largo de la tobera.

El concepto de entalpía es útil en sistemas basados en flujos de masa. Se define como la energía térmica interna sumada al trabajo que produce el flujo a una velocidad  $v$ . Para un gas ideal, la entalpía se puede escribir como el calor específico a presión constante  $c_p$  multiplicado por la temperatura total del gas  $T$ . Con todo, la entalpía de parada por unidad de masa puede ser escrita como aparece en la Ecuación 2.14.

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2} \tag{2.14}$$

En una tobera convergente-divergente, como la que atañe al presente trabajo, una gran cantidad de la energía térmica de los gases de la cámara de combustión se transforma, de acuerdo con las hipótesis enumeradas previamente, en energía cinética. Esto en definitiva es un flujo reversible e isentrópico. A partir de estas consideraciones es interesante ver qué expresión tiene la velocidad del flujo en la sección de salida de la tobera. Variable que, de acuerdo a la Ecuación 2.5 determina en cierto modo la cantidad de empuje suministrado por el sistema.

#### Velocidad.

A partir de la Ecuación 2.14 se puede encontrar una expresión para la velocidad de los gases de escape que tiene la forma de la Ecuación 2.15.

$$v_2 = \sqrt{2(h_1 - h_2) + v_1^2} \tag{2.15}$$

donde el subíndice 1 expresa el *inlet* de la tobera, y el subíndice 2 expresa el outlet de la tobera.

Para una  $\gamma$  constante, la Ecuación 2.15 puede reescribirse en la forma de la Ecuación 2.16.

$$v_2 = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_1 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} + v_1^2 \quad (2.16)$$

De esta expresión se deriva que una mayor velocidad de los gases de escape es obtenible a partir de una mayor temperatura y presión en la cámara de combustión. Esto es precisamente lo que se realizará en el presente trabajo para llevar a cabo el arranque de la tobera hasta las condiciones de óptimo funcionamiento a nivel del mar.

### **Coefficiente de empuje.**

A partir de la Ecuación 2.5 se puede obtener un parámetro clave en el diseño de toberas, conociendo la naturaleza y la manera de calcular el área de la garganta de una tobera isentrópica, como se verá en el apartado siguiente. El denominado coeficiente de empuje  $C_F$  se define como el empuje dividido por la presión en cámara y por el área de la garganta  $A_t$ . Su expresión final se muestra en la Ecuación 2.17.

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{p_2 - p_3}{p_1} \frac{A_2}{A_t} \quad (2.17)$$

El coeficiente de presión puede ser entendido como una representación de la amplificación del empuje debida a la expansión supersónica de los gases en la tobera comparada con el empuje que se produciría si la presión en cámara actuara tan sólo sobre el área de la garganta. Cuando  $p_2 = p_3$  tanto el empuje como el coeficiente de empuje tiene un pico denominado *coeficiente de empuje óptimo*. Tiene valores entre 0,8 y 1,9. Utilizando esta definición, la Ecuación 2.5 podría escribirse como la Ecuación 2.18.

$$F = C_F A_t p_1 \quad (2.18)$$

### **2.4.2. Condición de bloqueo en la garganta.**

El tipo de toberas que incluyen la mayoría de sistemas de propulsión cohete se denominan *De Laval* debido a su inventor, y consisten en una parte convergente seguida de una parte divergente.

La sección en la que se encuentran ambas partes es la de mínimo área transversal y se denomina *garganta*. Como se ha especificado en la Ecuación 2.6, existe un parámetro denominado  $\epsilon$  que relaciona el área de salida de la tobera  $A_2$  con el área de la garganta  $A_t$ .

El máximo flujo de gas por unidad de área ocurre precisamente en la garganta donde existe un ratio de presiones único función exclusivamente de la constante del gas  $\gamma$  tal y como expresa la Ecuación 2.19.

$$\frac{p_t^*}{p_1} = \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (2.19)$$

Cuando esta expresión se cumple, la presión en la garganta  $p_t^*$  para la cual el flujo másico isentrópico es máximo se denomina *presión crítica*. Valores típicos de estas magnitudes son 0,53 o 0,57.

En el punto de presión crítica el número de Mach del flujo es exactamente 1, tal y como se muestra en el siguiente desarrollo.

Cuando se considera que el flujo dentro de una tobera es isentrópico y estacionario, debido a que se pueden despreciar también las fuerzas másicas del gas, la entalpía de remanso  $h_0$  y la entropía son constantes a lo largo de una línea de corriente.

$$\begin{aligned} \frac{v^2}{2} + h &= h_0 = \text{constante a lo largo de una línea de corriente} \\ s &= s_0 = \text{constante a lo largo de una línea de corriente} \end{aligned}$$

Cuando todas las líneas de corriente provienen de una sección uniforme,  $h_0$  y  $s_0$  serán idénticas para todas las líneas de corriente y las condiciones de remanso de cada una de ellas será igual, para todo el campo fluído.

Con estas consideraciones, y teniendo siempre en cuenta la ecuación de la conservación de la masa, se puede definir el gasto másico a través de la tobera (Ecuación 2.20), que es constante e independiente de la posición en el eje longitudinal de la tobera  $l$ .

$$\dot{m} = \rho(l)v(l)A(l) = \text{constante e independiente de } l \quad (2.20)$$

Diferenciando la Ecuación 2.20, también denominada ecuación de la conservación de la masa, y dividiendo cada término entre  $\rho Av$  se llega a la siguiente expresión:

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dl} + \frac{1}{v} \frac{dv}{dl} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dl} = 0 \quad (2.21)$$

Aplicando sobre esta expresión alguna otra simplificación derivada de las hipótesis termodinámicas de flujo isentrópico, y sabiendo que el número de Mach se define como  $M = v/a$ , se obtiene la Ecuación 2.22.

$$\frac{1}{A} \frac{dA}{dl} = -(1 - M^2) \frac{1}{v} \frac{dv}{dl} \quad (2.22)$$



donde ya aparece el número de Mach del que se pretende discutir representado con la letra  $M$ .

Se pueden diferenciar tres posibles casos en los que la Ecuación 2.22 ofrece diferentes resultados.

- **Movimiento subsónico  $M < 1$ .**

Al aumentar el área  $A$  ( $\frac{dA}{dl} > 0$ ) debe disminuir la velocidad  $v$  ( $\frac{dv}{dl} < 0$ ) y viceversa. El flujo va por tanto más deprisa en las partes con reducida área que en las partes de áreas grandes.

- **Movimiento supersónico  $M > 1$ .**

Al aumentar el área  $A$  ( $\frac{dA}{dl} > 0$ ) debe aumentar la velocidad  $v$  ( $\frac{dv}{dl} > 0$ ) y viceversa. El comportamiento es por tanto contrario al caso subsónico. El flujo va más deprisa en las secciones grandes que en las pequeñas. Ahora la compresibilidad del fluido que aumenta con la velocidad no es un efecto despreciable.

- **Movimiento sónico  $M = 1$ .**

Se consigue cuando el área  $A$  se mantiene constante con el eje longitudinal  $l$  ( $\frac{dA}{dl} = 0$ ). Esto matemáticamente se corresponde con secciones de área máxima o mínima. En el caso de una tobera convergente-divergente, esto se produce en la garganta, donde el área es mínima.

En el último caso se dice que la tobera se halla bloqueada (bloqueo sónico de la tobera). A partir de este momento, aunque se disminuya la presión en la sección de salida, en la garganta siempre se producirán números de Mach unitarios, ya que la información del fluido aguas abajo de la garganta es incapaz de atravesarla.

La Figura 2.5 muestra un resumen del tipo de toberas que existen en función de las condiciones de velocidad del flujo que son capaces de conseguir. Como se observa, la única manera de alcanzar un Mach superior a la unidad en la sección de salida de la tobera es incorporando una parte divergente en la tobera.


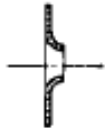

	Subsonic	Sonic	Supersonic
Throat velocity	$v_1 < a_1$	$v_t = a_t$	$v_t = a_t$
Exit velocity	$v_2 < a_2$	$v_2 = v_t$	$v_2 > v_t$
Mach number	$M_2 < 1$	$M_2 = M_t = 1.0$	$M_2 > 1$
Pressure ratio	$\frac{p_1}{p_2} < \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} = \frac{p_1}{p_t} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} > \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$
Shape			

Figura 2.5: Tipos de toberas y expresiones de magnitudes relevantes según la velocidad a la salida. [3]

Para poder conocer el área de la garganta  $A^*$ , parámetro clave en el diseño de cualquier tobera, se pueden obtener relaciones o bien con otras áreas a lo largo de la tobera conocido el número de Mach en ese punto (Ecuación 2.23), o bien con otras áreas a lo largo de la tobera conocida la presión en ese punto (Ecuación 2.24).

$$\frac{A}{A^*} = \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \frac{1}{M} \tag{2.23}$$

$$\frac{A^*}{A} = \left( \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left( \frac{p}{p^*} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[ 1 - \left( \frac{p}{p^*} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \tag{2.24}$$

### 2.4.3. Toberas sub- y sobre-expandidas.

Una tobera *sub-expandida* descarga el fluido en la sección de salida a una presión más alta que la presión exterior o ambiente debido a que su área de salida es demasiado pequeña para un ratio de áreas óptimo. La expansión del fluido es por tanto incompleta a lo largo de la tobera y debe tener lugar en el exterior.

Una tobera *sobre-expandida* en cambio consigue una presión en la sección de salida menor que la presión exterior o ambiente. Es decir, en este caso la sección de salida es demasiado grande para un ratio de áreas óptimo.

El movimiento de un fluido a lo largo de una tobera convergente-divergente se establece precisamente por la diferencia de presiones existente entre el *inlet* y el *outlet* de la misma. A partir de esta diferencia se establece el gasto másico que atraviesa la tobera a partir de la Ecuación 2.20 evaluada en cualquier punto donde se conozcan densidad, velocidad y área. La Figura 2.6 muestra la evolución de la presión a lo largo de la tobera bajo

condiciones de presión ambiente o exterior cambiantes. Como se observa, existen varios puntos característicos que representan fenómenos destacables.

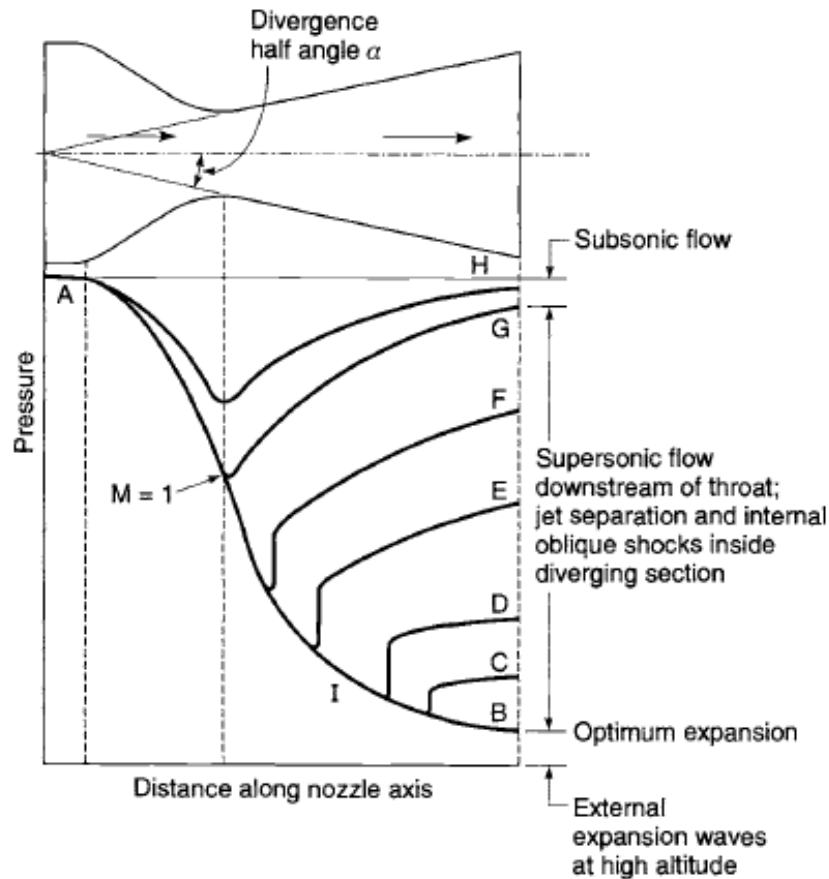


Figura 2.6: Distribución de presiones en una tobera convergente-divergente para diferentes condiciones de flujo. Presión en cámara constante. Presión exterior decreciente. [3]

La curva  $AB$  muestra la variación de presión a lo largo de la tobera para una presión de salida óptima coherente con el ratio de áreas de la tobera. Las curvas  $AC$  y  $AD$  muestran la variación de presión para presiones exteriores crecientes. La expansión de los gases se lleva a cabo de forma suave y normal en la primera parte de la tobera. En el punto  $I$  de la curva  $AD$ , la presión es más baja que la presión de salida a la que el flujo deberá adaptarse, por lo que un repentino incremento de la presión se debe producir en este punto, lo que conlleva separaciones del flujo en las paredes, entre otros fenómenos. Este repentino incremento de la presión a lo largo de la tobera no es otra cosa que una onda de choque normal a la dirección del flujo que influye en el comportamiento *no-ideal* del fluido. Estas ondas de choque aparecen únicamente en flujos supersónicos, por lo que siempre tienen lugar en la parte divergente de la tobera. Como se ha comentado, su misión principal es adaptar las condiciones de presión del flujo en un punto dado de la tobera a las que se va a encontrar en la sección de salida.

Dentro de los posibles patrones de flujo que se dan en una tobera para el caso supersónico, se pueden destacar cuatro.

1. Cuando la presión exterior  $p_3$  es inferior a la de salida de la tobera  $p_2$ , no habrá separaciones en el interior de la tobera, pero en la última sección de la misma existirán ondas de expansión. La expansión del gas en el interior de la tobera, como ya se ha comentado, es incompleta y los valores de  $C_F$  y  $I_s$  serán más bajos que para una expansión óptima.
2. Para presiones externas  $p_3$  ligeramente superiores a las de salida  $p_2$ , la tobera continuará sin separaciones en el interior de la misma. Esto ocurre hasta que  $p_2$  alcanza un valor del orden de 25 – 40 % del valor de  $p_3$ . En este momento la expansión es de alguna forma ineficiente y los valores de  $C_F$  y  $I_s$  serán inferiores a los óptimos. De nuevo en la sección de salida aparecerán ondas de choque.
3. Para presiones exteriores más altas, el interior de la parte divergente comenzará a experimentar separación del flujo en la pared como muestra el esquema de la Figura 2.7. El punto en el que el flujo se separa tiende a viajar aguas abajo de la tobera bajo presiones externas decrecientes. En la sección de salida, los fenómenos de separación generan un flujo supersónico en el eje de la tobera rodeado por un aro de flujo subsónico. Comparada con una tobera que hubiese sido cortada en el punto de la separación el empuje sufre un decremento a tener en cuenta. De nuevo aparecen ondas de choque en la sección de salida.

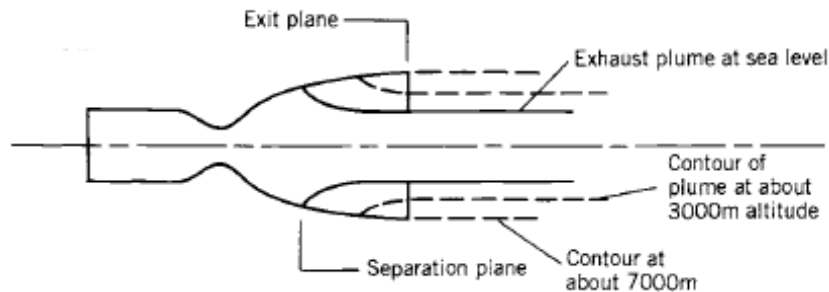


Figura 2.7: Esquema del patrón de flujo de una tobera con separación del flujo en su interior. [3]

4. Para toberas en las cuales la presión de salida es inferior a la presión de entrada, el ratio de presiones es inferior al crítico (Ecuación 2.19) y se produce flujo subsónico a lo largo de toda la tobera. Este suele ser el patrón clásico en arranques y paradas de toberas.

Para la mayoría de sistemas de propulsión cohete, las toberas deben operar en un rango variable de altitudes, lo que implica que para una presión en cámara constante el ratio de presiones que experimenta es también variable. La condición de expansión óptima ( $p_2 = p_3$ ) tan sólo ocurrirá para una determinada altitud, por lo que una tobera de  $\epsilon$  constante operará en la mayor parte de su misión en condiciones de sobre-expansión o sub-expansión. La Figura 2.8 muestra una comparación de la condición de expansión de

tres toberas de ratio de áreas diferentes volando a dos altitudes diferentes. Se observa claramente la influencia del ratio de presiones y el ratio de áreas en el comportamiento de las toberas.



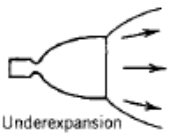

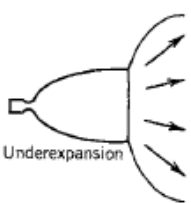
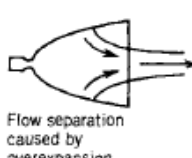
Stage	$A_2/A_1$	During flight		During sealevel static tests	
		$h$ (km)	$I_s$ (sec)	$h$ (km)	$I_s$ (sec)
Booster or first stage	6	0	267	0	267
		 Nozzle flows full, slight underexpansion		 Nozzle flows full	
Second stage	10	24	312	0	254
		 Underexpansion		 Overexpansion, slight contraction	
Third stage	40	100	334	0	245
		 Underexpansion		 Flow separation caused by overexpansion	

Figura 2.8: Ejemplo de expansión de gases de toberas con  $\epsilon$  diferente a diferentes altitudes. [3]

#### 2.4.4. Configuraciones de toberas.

Diferentes configuraciones de toberas se encuentran actualmente en uso. Como norma general, y como se ha visto en lo que se ha expuesto hasta ahora, se componen de una parte convergente y otra divergente unidas por la sección más estrecha denominada garganta.

La porción *convergente* de la tobera no se caracteriza por ser crítica al buscar altas prestaciones ya que, como se ha comentado en apartados anteriores, en su interior existe siempre flujo subsónico fácilmente manejable, y “acepta” sin problemas los contornos abruptos de las paredes de la tobera, los desperfectos de la unión entre la cámara de combustión y el inlet de la tobera, y demás características geométricas.

La sección de *garganta* tampoco se caracteriza por ofrecer demasiados problemas ante altos rendimientos de la tobera. Suele de nuevo comportarse de forma satisfactoria con un gran rango de radios y formas de la tobera.

En estas dos zonas de la tobera, los gradientes de presión que se experimentan son altos y esto ayuda a que el flujo se mantenga adherido a las paredes de la misma.

La principal diferencia geométrica entre las diferentes configuraciones de tobera existentes en la actualidad reside en la parte *divergente*. En este tramo, puesto que el flujo

que contiene puede ser supersónico, se deben evitar los desperfectos de la pared y se debe minimizar la fricción con la pared.

La Figura 2.9 muestra hasta un total de seis configuraciones posibles de toberas en las que principalmente varía la sección divergente.

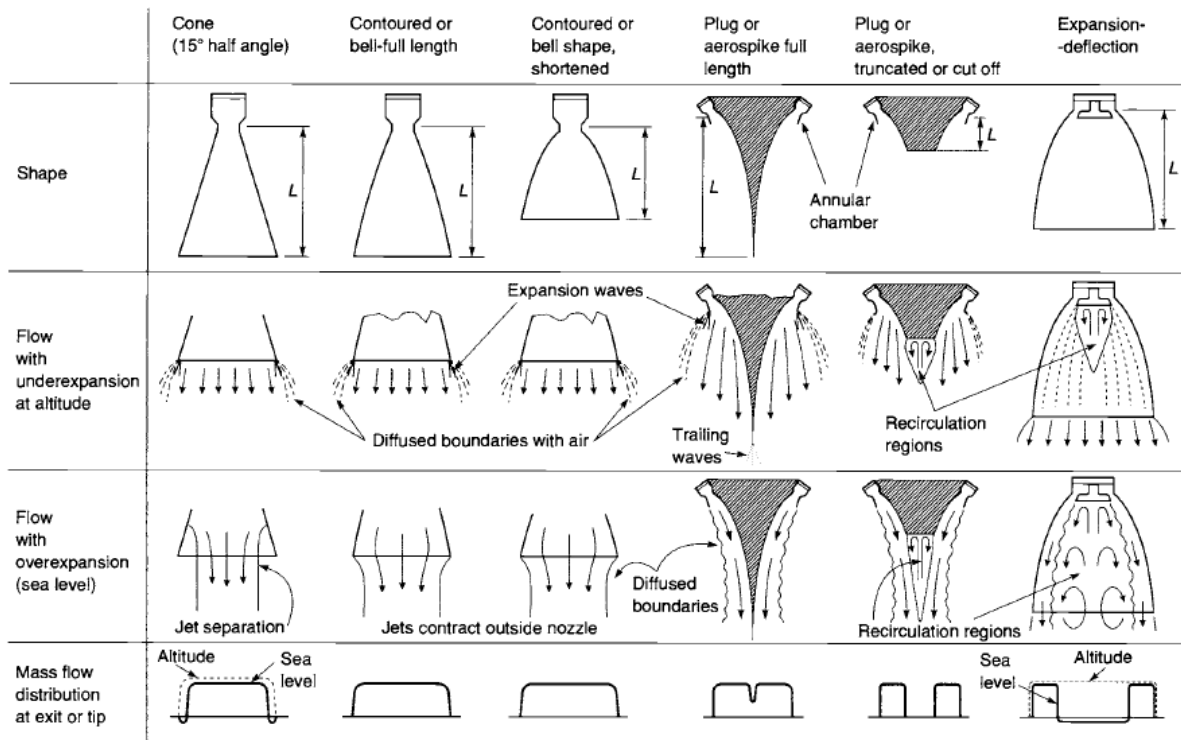


Figura 2.9: Ejemplo de expansión de gases de toberas con  $\epsilon$  diferente a diferentes altitudes. [3]

En las tres primeras columnas aparecen toberas de tramo divergente cónico o con forma contorneada. Los tres siguientes casos muestran toberas con cuerpo central en su interior y se caracterizan principalmente con contar con una gran capacidad de adaptación a la altitud. Dentro de estas toberas con cuerpo central se localiza el aerospike del X – 33 objeto de estudio del presente trabajo y, pese a sus interesantes características, hasta la fecha no existe ninguna misión oficial de un vehículo de lanzamiento espacial que cuente con este sistema.

De la “gran” variedad de toberas disponibles, los criterios clásicos en cuanto al cumplimiento de sus objetivos pasan por maximizar el impulso específico  $I_s$ , minimizar la masa de la tobera, y no aumentar demasiado la longitud global del vehículo en el que van incorporadas.

#### 2.4.4.1. Toberas cónicas y con forma contorneada.

##### Tobera cónica.

La Figura 2.10 muestra una sección de una tobera cónica clásica con magnitudes

geométricas estándar. Por su simplicidad de fabricación y de concepto, la tobera cónica es la que antes se utilizó con éxito. Actualmente aún se utiliza para usos menores y primordialmente para toberas de reducido tamaño.

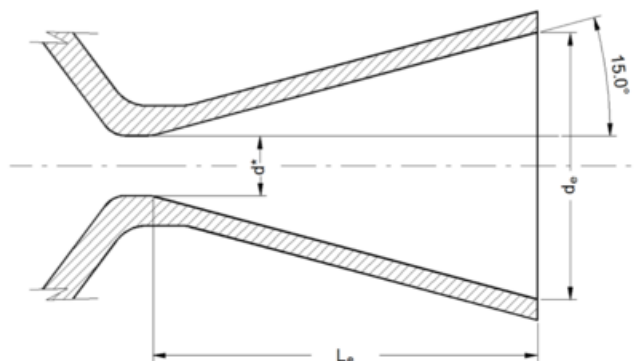


Figura 2.10: Sección de una tobera cónica. [20]

El parámetro más importante quizás de este tipo de toberas es el factor de corrección del momento lineal (o cantidad de movimiento) del flujo en el interior de la tobera debido al semiángulo de la parte divergente. El significado de este parámetro es simplemente una reducción de la velocidad de escape de los gases en comparación con la velocidad que tendrían esos mismos gases fluyendo en dirección únicamente axial en una tobera ideal. La Ecuación 2.25 muestra la expresión de esta corrección.

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha) \quad (2.25)$$

De este factor de corrección se deducen ciertos diseños de una tobera cónica destacables. Una tobera con un ángulo de divergencia reducido genera una cantidad de movimiento del flujo que principalmente es axial y por lo tanto un alto  $I_s$ , pero la fabricación de una tobera larga que proporcione una sección de salida óptima aumenta la masa global del sistema y por lo tanto la masa del vehículo, además de mayor complejidad del sistema en general, lo cual no es deseable. En el otro extremo, una tobera con un ángulo del divergente grande proporciona toberas de poca longitud, con poca masa y diseños simples. En contraposición el rendimiento del sistema decrece. El término medio ofrece las condiciones de masa, complejidad y rendimiento óptimos con un semiángulo del divergente de unos 12 – 18°.

### Tobera contorneada o de forma parabólica.

La Figura 2.11 muestra una sección de una tobera contorneada con magnitudes geométricas estándar. Esta es posible la elección más extendida en la actualidad. Se caracteriza por un gran ángulo de divergencia en las proximidades de la garganta (semiángulo  $\theta_i$  del orden de 20 – 50°), seguido de un descenso gradual hasta la sección de salida ( $\theta_e$  del orden de 10°). La diferencia entre estos dos ángulos se denomina *turn-back angle*.

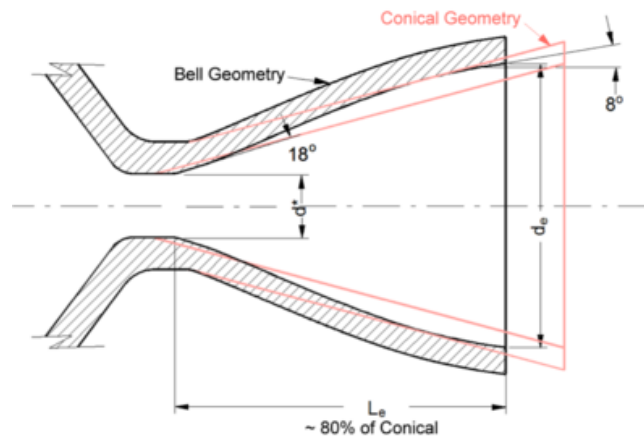


Figura 2.11: Sección de una tobera contorneada. [20]

Justo detrás de la garganta, la presión relativa del flujo es alta. Además, los gradientes de presión en esta zona también son altos y el flujo se expande rápidamente. Todo esto imposibilita la separación del flujo aun con ángulos de divergencia altos. Aprovechando este fenómeno se reduce la longitud de la tobera en esta zona con respecto a su equivalente cónico.

La manera que tiene el flujo supersónico posterior a la garganta de cambiar su dirección y mantenerse adherido a las paredes de la tobera es mediante las denominadas ondas de expansión. Se producen en superficies oblicuas a la dirección del flujo de bajo espesor donde la velocidad del flujo aumenta mientras varía la dirección, y se produce una caída de la presión y la temperatura.

Pasado este primer tramo, el contorno de la tobera se suaviza y la sección transversal que atraviesa el flujo por unidad de longitud no es tan elevada. Esta evolución busca que al llegar a la sección de salida las pérdidas energéticas debidas a la divergencia de la tobera se minimicen. Como se observa en la Figura 2.11, ahora la dirección del vector velocidad de las partículas fluidas cercanas a la pared debe cambiar su dirección en sentido opuesto a como lo tuvo que hacer justo tras la garganta. Este nuevo cambio, busca redirigir las partículas fluidas al seno del campo fluido interior a la tobera. Este cambio de dirección se produce ahora con lo que se denomina ondas de compresión. El principio de funcionamiento es básicamente el mismo, pero en este caso además de girar el vector velocidad del flujo, su magnitud decrece ligeramente. El problema que ofrece este tipo de ondas de choque es que la energía del flujo tras la onda es ligeramente inferior a la que tenía antes. Todo esto desemboca en la búsqueda de un diseño geométrico de la tobera que busque minimizar estas pérdidas energéticas.

Cabe indicar en este punto, como se ve en la Figura 2.11, que la longitud de este tipo de toberas se da comúnmente en referencia a una tobera cónica de referencia con un semiángulo de divergencia de  $15^\circ$ .



#### 2.4.4.2. Toberas de doble escalón.

A partir de las toberas contorneadas se han llevado a cabo múltiples modificaciones buscando mejoras específicas para suplir con éxito diferentes misiones de los vehículos que las incorporan. Entre ellas la más destacable, como ya se ha introducido en alguna ocasión en el presente texto, es la adaptación a la altura, es decir, que sean capaces de operar en condiciones óptimas para diferentes alturas de vuelo, con diferentes ratios de presión. De las propuestas existentes se destacan tres principales basadas en un escalonamiento de la geometría de la tobera, que varíe en función de las condiciones de vuelo para aproximarse lo máximo posible a las condiciones de óptimo funcionamiento de la misma.

#### Tobera extensible.

Como su propio nombre indica, se trata de toberas que incorporan un cuerpo móvil y desplegable mediante actuadores que posibilita la variación del área de la sección de salida de la tobera en función de las condiciones de vuelo. La principal problemática con este tipo de toberas es que es necesario un mecanismo que despliegue y repliegue la parte móvil de la tobera. Esto, como es lógico, conlleva complicaciones en el diseño y un aumento del peso global de la tobera, lo cual no es satisfactorio para el rendimiento global del vehículo. La Figura 2.12 muestra un ejemplo de tobera extensible con tres escalones desplegables.

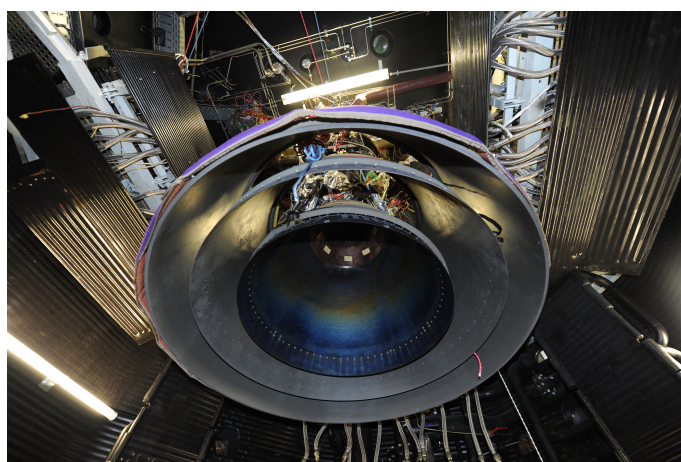


Figura 2.12: Tobera extensible perteneciente al motor re-inflamable *Vinci* de *Snecma*, que propulsará al vehículo de lanzamiento *Ariane 5 ME* en 2017. [21]

#### Concepto de desplegable interno.

En este caso la pieza móvil se sitúa en el interior de la tobera, lo que conlleva graves problemas térmicos en los puntos de remanso que generará la pieza interior. Actualmente cuenta con muy poca experimentación.

#### Doble tobera contorneada.

En este caso se combinan dos toberas contorneadas o de forma parabólica unidas por un punto de inflexión. En las primeras fases de vuelo, con alta presión exterior, la tobera trabaja con el ratio de áreas menor, experimentando separación de flujo en el punto de

inflexión. A medida que la altitud crece, el flujo tiene mayor capacidad de expansión y es capaz de adherirse más allá del punto de inflexión, consiguiendo llenar toda la sección transversal de la tobera con fluido y operando con el ratio de áreas más grande. La Figura 2.13 ilustra el esquema de este tipo de toberas.

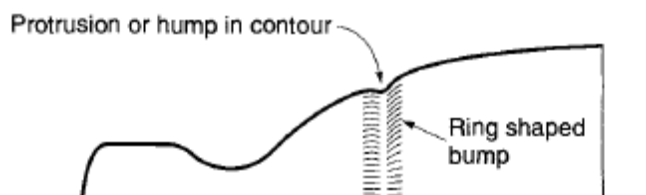


Figura 2.13: Ejemplo de tobera de doble campana. [3]

#### 2.4.4.3. Toberas anulares. Toberas con límites aerodinámicos.

Las dos columnas siguientes de la derecha de la Figura 2.9 muestran toberas donde la limitación exterior del flujo no viene impuesta por un cuerpo de forma determinada, si no que simplemente la última parte de la expansión tiene lugar en la atmósfera exterior. Esto se conoce como tobera de límite aerodinámico, y tiene una compensación de altura total. Este grupo se suele denominar simplemente *aerospikes*, y se estudian con detenimiento a continuación por ser el objeto principal de el presente trabajo.

#### Aerospikes.

Este tipo de toberas tienen un cuerpo en forma anular o lineal que alberga la cámara de combustión y que expulsa los gases a una tobera de igual forma. Versiones alternativas del mismo concepto incorporan alrededor del denominado *spike* central un número determinado de pequeñas cámaras de combustión que expulsan los gases calientes a toberas cortas de bajo ratio de área, garganta circular y sección de salida rectangular. Como se ha comentado, el límite aerodinámico exterior del flujo de gas en la parte divergente de la tobera no es ni más ni menos que la superficie límite entre el aire de la atmósfera ambiente y el gas caliente proveniente de la combustión. Debido a que la presión de este límite aerodinámico disminuye con la altura, se generan ciertos cambios en la zona de expansión del flujo que, en última instancia, ayudan a compensar la diferencia de altitud como se verá a continuación.

El cuerpo central del aerospike suele tener una forma ideal para la expansión isentrópica del flujo que lo recorre. Estas formas suelen resultar en spikes realmente largos y pesados para el sistema. Por ello, es común encontrar diseños con el cuerpo central truncado a una determinada longitud que maquillen el incremento de peso y longitud que se añade a la tobera.

En lo que respecta a la principal ventaja de este tipo de toberas, se conoce que por encima de su presión de diseño o presión óptima, el aerospike no sufre tantas pérdidas por sobre-expansión como lo hacen las toberas contorneadas. Por encima de su altitud de diseño (por debajo del ratio de presión óptimo), el comportamiento de este tipo de

toberas es similar al de las toberas contorneadas.

La Figura 2.14 muestra un esquema detallado de cómo es el patrón de flujo y qué fenómenos aparecen en toberas aerospike truncadas y completas a diferentes altitudes.

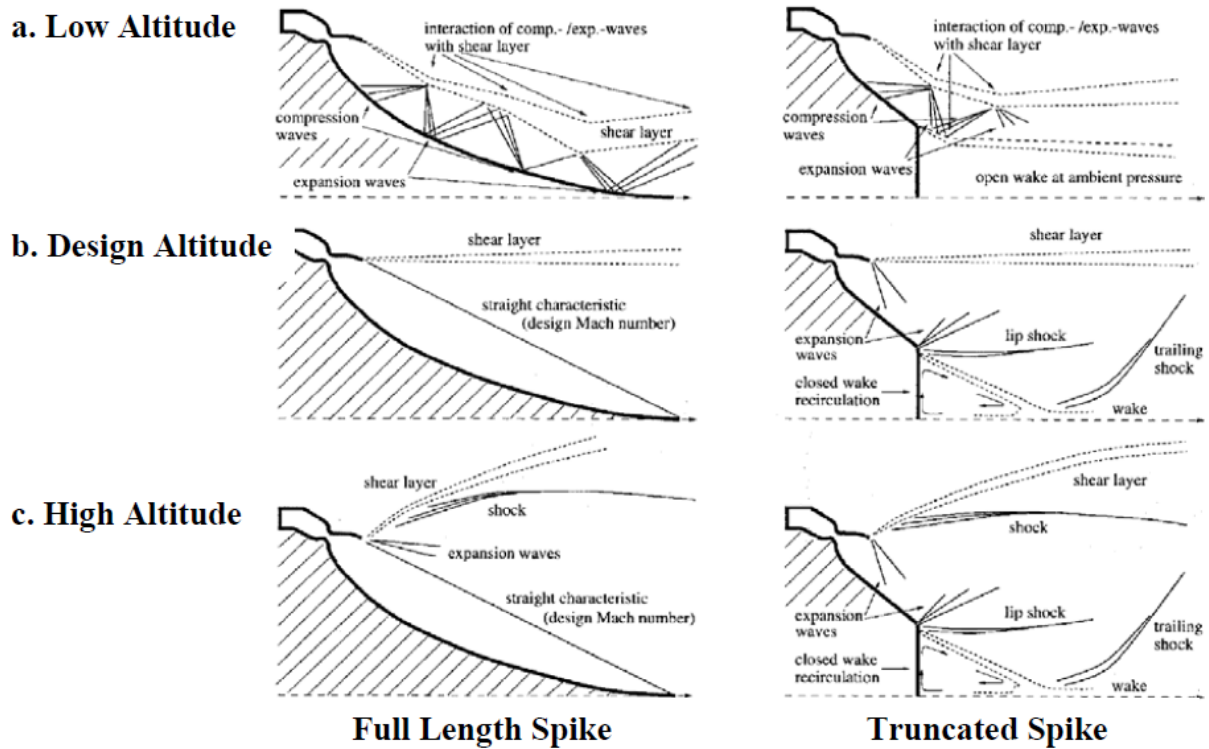


Figura 2.14: Esquema de los patrones de flujo y fenómenos presentes en los gases de escape de toberas aerospike truncadas y completas a diferentes altitudes. [11]

Como se observa, existen numerosas ondas de choque y de expansión en el patrón de flujo a la salida de un aerospike. El conjunto de todas estas ondas conlleva, entre otras cosas, pérdidas energéticas.

A la altitud de diseño, se puede determinar el ratio de expansión del flujo (y consecuentemente el rendimiento de la tobera) a partir de datos puramente geométricos de la misma. Tal y como puede verse en la Figura 2.14, el flujo de salida de la cámara de combustión a la atmósfera tendrá un contorno paralelo al eje de la tobera. Por esta razón, el ratio de expansión del flujo en estas condiciones no es sino el área de la sección desde el labio de la tobera hasta el eje de simetría de la misma dividida entre el área de la garganta de la tobera, tal y como se expresa en la Ecuación 2.26 [4].

$$\epsilon_{annular} = \frac{\text{Área proyectada desde el labio de la tobera}}{\text{Área de la garganta}} = \frac{A_e - A_p}{A_t} \quad (2.26)$$

donde  $A_e$  se denomina área del plano de salida de la tobera, y  $A_p$  se denomina área proyectada del cuerpo central.

A medida que la presión ambiente decrece, el límite entre el gas caliente y el aire exterior se expande hacia el exterior cambiando la distribución de presión en el cuerpo central. El resultado de este fenómeno es un incremento del ratio de expansión de la tobera.

Por otra parte, si la presión exterior aumenta (baja altitud) lo que ocurre es que el límite entre el gas caliente y el aire exterior se comprime hacia el interior de la tobera, lo que provoca una disminución del ratio de expansión de la misma. Es conocido que en estas condiciones las toberas truncadas experimentan menor separación de flujo que las completas [3].

Por encima de la altitud de diseño del aerospike, la distribución de presión a lo largo de la pared del cuerpo central es constante. En este caso el flujo de escape de la cámara de combustión está gobernado por las ondas de *Prandtl-Meyer* en la garganta de la tobera.

Por esta razón, para contar con las ventajas de este tipo de toberas, es recomendable realizar el diseño para ratios de expansión y de presión ( $p_{chamber}/p_{ambient}$ ) tan altos como sea posible.

Comparando los dos tipo de toberas que aparecen en la Figura 2.14, se observa que cuando el cuerpo central es truncado, aparece en las zonas colindantes aguas abajo del truncamiento una zona de recirculación de flujo subsónico. La interacción de esta zona de recirculación subsónica con el flujo primario subsónico que llega desde la cámara de combustión forma un “*spike* aerodinámico” con una forma parecida a la ideal para la expansión isentrópica, por lo que se mimetiza e imita en cierta forma al spike completo.

La Figura 2.15 muestra un esquema más focalizado las zonas de flujo de un aerospike truncado.

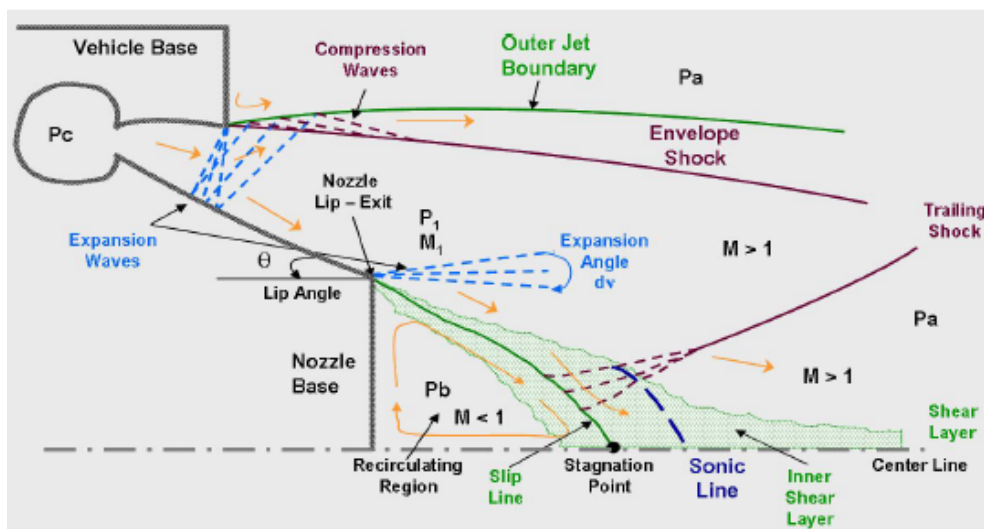


Figura 2.15: Esquema de las zonas de flujo que aparecen en un aerospike truncado. [11]

Como se observa, el truncamiento del spike genera en primera instancia un número consi-

derable de ondas de carácter supersónico que, como ya se ha comentado, provocan pérdidas pequeñas pero a tener en cuenta [3] en comparación a un aerospike con el cuerpo central completo.

La presión en la zona de recirculación subsónica en la base del cuerpo central también ejerce algo de empuje. Algunos autores [3] aseguran que las pérdidas producidas por el truncamiento del *spike* se pueden compensar en gran medida inyectando cierto flujo de gas (del orden del 1% del flujo total) a través de dicha base. Sobre esto se han realizado diversas experimentaciones. Destaca la investigación de *Ito* y *Fujii* en 2001 basada en estudio de *Manski*. Se estipulaba que se podía aumentar la eficiencia del aerospike y reducir su drag si se introducían los gases de escape del generador a través de la base del *spike*. *Ito* y *Fujii* demostraron en 2002 que el rendimiento de la tobera con flujo secundario era mayor que sin él, gracias a la interacción de los dos flujos.

Es conveniente nombrar los otros dos tipos de toberas con límites aerodinámicos conocidas hasta la fecha.

### Aerospike lineal.

En primer lugar, se trata de una variante del aerospike “clásico” en forma lineal. La tobera que se estudia en el presente trabajo es un aerospike lineal. Teniendo en cuenta que no existe demasiada investigación y experimentación al respecto, se comentarán las características de la tobera del motor *XRS – 2200* del *X – 33*.

Cuenta con 20 *packs* cámara de combustión-tobera, con una reducida área de garganta circular seguida de una sección de salida rectangular de reducido ratio de áreas. Todas estas toberas expulsan los gases expandidos sobre una rampa refrigerada con combustible con forma óptima para la expansión final de los gases con límites aerodinámicos. Además, en coherencia con las mejoras de los aerospikes truncados que se han comentado con anterioridad, la base del cuerpo central del aerospike cuenta con una superficie porosa por la que se hace fluir gas de la combustión a baja presión (del 1 – 2% del flujo total de gas en la tobera). Esto genera una presión adversa en la base del cuerpo central, como ya se ha comentado. En la Figura 1.3 se puede ver un esquema de toda la configuración que se ha expuesto.

En cuanto a las características de este tipo de aerospikes es interesante visualizar la forma que toma la Ecuación 2.5 para este tipo de toberas, y más en concreto para el caso del aerospike lineal estudiado en el presente trabajo. La Ecuación 2.27 muestra dicha expresión.

$$F = [\dot{m}v_2 \cos \theta + (p_2 - p_3)A_2 \cos \theta] + 2 \int_{A_{centerbody}} p_{centerbody} dA + (p_{base} - p_3)A_{base} \quad (2.27)$$

donde el ángulo  $\theta$  es el ángulo entre el eje de las toberas y el eje central del spike,  $\dot{m}$  es el flujo total de propelente,  $v_2$  es la velocidad de escape de los gases,  $A_2$  es el área de salida total de todos los módulos,  $p_2$  es la presión de salida del módulo, y  $p_3$  es la presión ambiente a la salida de la tobera. Cabe comentar que en esta expresión se han

omitido diversos efectos que restan empuje al sistema para conseguir una expresión más simplificada e ilustrativa.

A partir de la Ecuación 2.27 se deduce que para cada aplicación o misión existe un conjunto  $[\theta, \text{longitud del spike, ratio de área de la rampa proyectada versus área de la base, presión en la base}]$  óptimos.

La Figura 2.16 muestra la distribución de presiones típica de este aerospike en concreto.

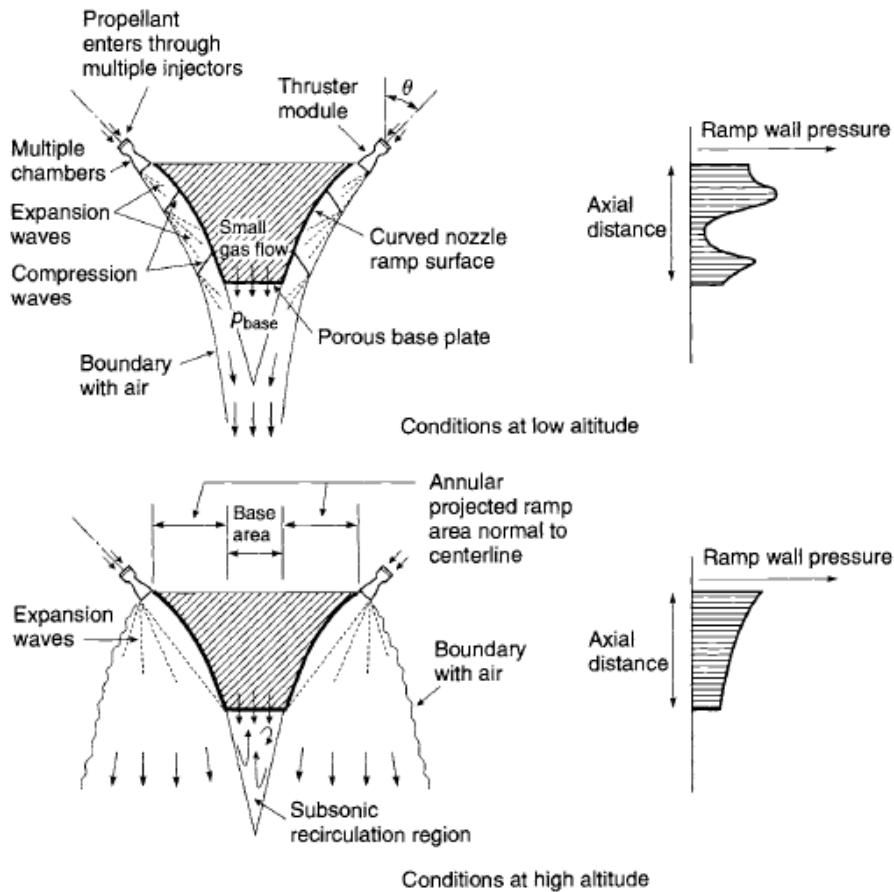


Figura 2.16: Distribución de presión a lo largo de la tobera aerospike lineal del motor *XRS – 2200*. [3]

Se observa cómo la distribución de presión del gas saliente de las toberas es influido por ondas de choque y además éstas varían con la altitud.

A baja altitud el giro de las líneas de corriente genera ondas de choque de compresión (líneas continuas) en la pared del cuerpo central, lo que aumenta localmente la presión. Pero es interesante observar cómo estas ondas de compresión son reflejadas en el límite entre el gas y la atmósfera (líneas discontinuas) generando ondas de expansión que giran las líneas de corriente progresivamente hasta dirigir las de forma prácticamente axial a la tobera. Estas ondas de expansión reducen la presión del gas.

A gran altitud, no existen ondas de compresión en la pared del cuerpo central. El flujo se comporta de forma muy similar al comportamiento en la parte divergente de una tobera contorneada. El flujo en expansión diverge reduciendo su presión.

El patrón de las ondas que se producen en el flujo de este tipo de toberas, así como la distribución de presión en el cuerpo central puede ser predicho mediante herramientas computacionales o mediante el método de las características, como se comentará más adelante.

### Otras toberas anulares.

El resto de toberas que aparecen en la Figura 2.9 se caracterizan por no tener un flujo paralelo al eje de la tobera al salir de la cámara de combustión. En una expansión ideal en tobera, el empuje generado tan sólo depende de las condiciones de flujo másico presente en la sección de salida de la misma. Por ello, este tipo de diseños consiguen que las condiciones en la sección de salida sean parecidas a las que tiene una tobera contorneada o cónica, por lo que los resultados en cuanto a empuje son parecidos.

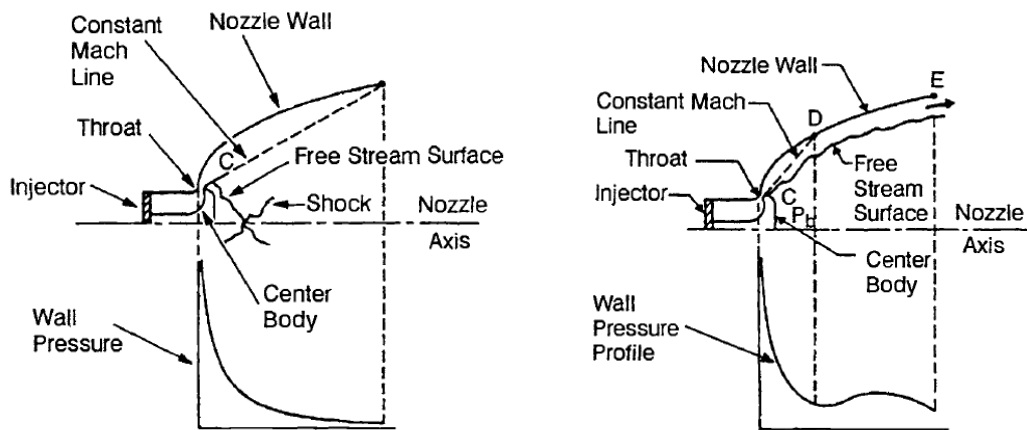
Se denominan  $E - D$  o *Expansion-deflection*,  $R - F$  o *Reverse-Flow* y  $H - F$  o *Horizontal-flow*.

Este tipo de toberas también son capaces de evadir ciertas pérdidas en empuje debidas a sub- o sobre- expansión del flujo en relación a la presión atmosférica. En este caso, tal y como muestra la Figura 2.17, la presión que se ejerce en la cara posterior del cuerpo central juega un papel importante para regular el flujo a través de la tobera. El valor de esta  $P_b$  es función precisamente de la presión ambiente. Aguas-abajo del cuerpo central  $C$ , la expansión de los gases se verá inalterada hasta alcanzar la presión de la base. Tras la expansión inicial a través de la línea de número de Mach constante  $CD$ , el flujo aguas abajo estará contenido entre dos condiciones de contorno diferentes:

1. El contorno de la propia tobera  $DE$ , que facilita el redireccionamiento axial de los gases en la sección de salida.
2. La presión base  $P_b$ , que influye al flujo libre en el interior de la tobera.

Debido al contorno curvo de la pared de la tobera (como ocurre en las toberas contorneadas), la deflexión del gas provoca ciertas ondas de compresión cerca de la pared. La distribución de presiones a lo largo de la tobera es representada también en la Figura 2.17 para altitudes altas y bajas. La nombrada compresión a lo largo de la pared mejora las características de la tobera a baja altitud. Puesto que la capa límite en el interior del chorro de la tobera no está confinado, se auto-ajusta a las condiciones de vuelo, por lo que en esta parte no existe separación del flujo en el interior de la tobera

En operaciones a gran altitud, la presión base  $P_b$  es tan baja que el flujo tiende a converger tras el cuerpo central. Puesto que el flujo en el eje de simetría de la tobera debe ser axial, se produce una onda de choque que lo redirecciona dependiendo de las condiciones. Aun así, el resto de la expansión se ve inalterado. La distribución de presiones también se muestra en la Figura 2.17.



(a) Comportamiento de una tobera anular  $E$ –  $D$  a alta altitud. (b) Comportamiento de una tobera anular  $E$  –  $D$  a baja altitud.

Figura 2.17: Comportamiento de una tobera anular  $E - D$ . [4]

### Ventajas y desventajas.

Como resumen de las principales ventajas de las toberas anulares y aerospike se tiene lo siguiente:

- Las toberas anulares tiene una longitud más baja par el mismo rendimiento, o bien mayor rendimiento (mayor ratio de área de expansión) para una longitud dada.
- Compensación total de altitud (una misma tobera anular puede ser utilizada desde nivel del mar hasta una misión al vacío).
- Comparado con la geometría de una tobera aerospike axisimétrica, la configuración lineal se adapta mejor al espacio que debe ocupar en alas volantes o en vehículos de lanzamiento, además de que suele contar con una menor masa estructural.
- El aerospike truncado requiere menor volúmen y estructura de acoplamiento.
- La región de remanso relativo en el centro de la tobera, puede ser utilizada par generadores de gas, equipos auxiliares, etc.

Las principales desventajas de este tipo de toberas son las siguientes:

- Requieren gran capacidad de refrigeración del cuerpo central.
- Dificultad de diseño y fabricación.
- Falta de experiencia y base de datos de ensayos en vuelo al respecto.
- Una mayor superficie expuesta a la transferencia de calor con el gas caliente emanante de la cámara de combustión.



### 2.4.5. Tobera real.

Las simplificaciones listadas en el Apartado 2.3 son aproximaciones que, como se dijo, permiten simplificar las soluciones matemáticas por el análisis de los fenómenos reales en los motores cohete. Como es obvio, las simplificaciones para la totalidad del motor cohete repercuten sobre las condiciones del flujo sobre la tobera.

Para subsanar la mayoría de las simplificaciones comentadas, muchas veces basta con emplear correcciones empíricas o desarrollar algoritmos más precisos y complicados. Todo esto pasa sin duda por entender y modelar las pérdidas energéticas que se obvian en el caso ideal, modelar los fenómenos físicos y químicos que tienen lugar, y por supuesto el empleo de herramientas matemáticas más complejas.

En comparación con el caso ideal, la tobera real genera energía en la combustión que finalmente no es posible transformar a energía cinética de los gases de expansión. Las principales pérdidas energéticas causantes se listan a continuación [3].

1. La divergencia del flujo en la sección de salida de la tobera causa pérdidas que varían en función del  $\cos \theta$  para toberas cónicas (como muestra la Ecuación 2.25). Como ya se ha visto, la manera de solucionar esta problemática es con el uso de toberas contorneadas.
2. Reducidos ratios entre el área de la cámara de combustión en relación al área de la garganta de la tobera  $A_1/A_t$  causan pérdidas de presión en la cámara y reducen ligeramente la velocidad de escape de los gases, lo que se traduce en una consecuente pero ligera pérdida de empuje.
3. La adherencia del flujo interno de la tobera a las paredes de la misma, y la fricción que esto genera son fenómenos que reducen la velocidad efectiva de escape en un orden de 0,5 – 1,5 %.
4. Las partículas sólidas o líquidas provenientes de una combustión incompleta pueden producir pérdidas de hasta el 5 %.
5. Reacciones químicas producidas a lo largo de la tobera debidas a una combustión incompleta en la cámara de combustión varían las propiedades y la temperatura del gas caliente, produciendo pérdidas del 0,5 %.
6. En procesos transitorios como arranques y paradas, el rendimiento de la tobera es menor que el ideal.
7. Para materiales no refrigerados durante la operación (como materiales plásticos o compuestos), la gradual erosión en la zona de la garganta aumenta su diámetro en un orden del 1 – 6 %. Esto conlleva una pérdida de presión en la cámara y una reducción del empuje de 1 – 6 % en las fases finales de la operación. Todo esto reduce el impulso específico alrededor del 0,7 %.
8. Composición del gas producto de la combustión no uniforme puede reducir el rendimiento global de la tobera.

9. La operación a altitudes a las que el ratio de áreas óptimo no es el que incorpora la tobera pueden reducir tanto empuje como impulso específico. No existe pérdida si el vehículo vuela a la altitud donde la expansión es completa ( $p_2 = p_3$ ). Sin embargo, si se vuela con un ratio de áreas constante a altitudes mayores o menores de las de diseño, entonces se producen pérdidas de hasta el 15 % en cuanto a empuje en comparación a una tobera con compensación de altitud. Globalmente el rendimiento cae un 1 – 5 %.

## 2.5. Fenomenología de ondas de choque en una tobera.

En este apartado se trata uno de los fenómenos más relevantes en el flujo a través de toberas convergentes divergentes, que contribuyen en alto grado al rendimiento global de la misma, y determinan el patrón de flujo que se desarrolla en su interior.

### 2.5.1. Consideraciones generales sobre las ondas de choque.

Tal y como se ha visto en el Apartado 2.4.3, cuando las toberas expanden el flujo de forma que en su interior se alcanzan presiones más bajas que las de la salida de la misma, aparecen regiones donde la viscosidad y la conductividad térmica y las teorías de *cohetes ideal* dejan de ser válidas. Este fenómeno es consecuencia directa de lo que se denomina onda de choque, que no son otra cosa que discontinuidades de las propiedades del fluido a lo largo de las líneas de corriente.

Pese a que existe la nombrada discontinuidad de las propiedades al pasar por una onda de choque, a partir de los principios de conservación de la masa, la cantidad de movimiento y la energía se pueden establecer ciertas relaciones entre lo que ocurre antes y después de la misma.

### 2.5.2. Tipos de onda de choque.

La Figura 2.18 muestra un esquema claro de la fenomenología que existe cuando un flujo atraviesa una onda de choque normal (fenómeno que aparecía en la Figura 2.6) y que se caracteriza porque la discontinuidad del flujo (la onda en sí) y el propio flujo forman un ángulo de 90°.

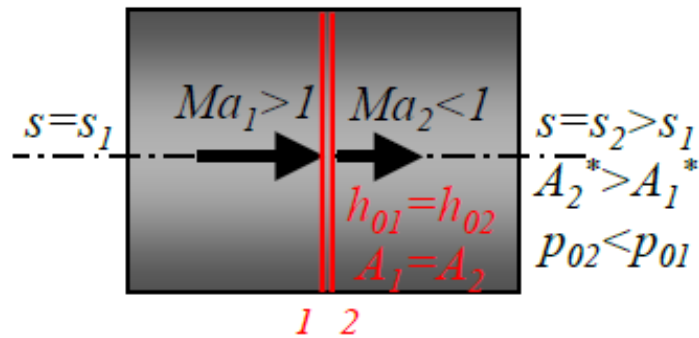


Figura 2.18: Esquema de propiedades a través de una onda de choque normal. [9]

Con este esquema los principios nombrados ofrecen los siguientes resultados, teniendo en cuenta suposiciones como que se trata de un flujo estacionario unidimensional, sin transferencia de calor o trabajo y sin cambios en la energía potencial.

- Ecuación de la continuidad:

$$\rho_1 A u_1 = \rho_2 A u_2 \quad \rightarrow \quad \rho_1 u_1 = \rho_2 u_2$$

- Ecuación de la conservación de la cantidad de movimiento:

$$A(p_1 + p_2) = \dot{m}(u_2 - u_1) \quad \rightarrow \quad p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2$$

- Ecuación de la conservación de la energía:

$$h_{01} = h_{02} \quad \rightarrow \quad h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2}$$

A partir de estas ecuaciones se deducen las expresiones para calcular todas las propiedades del fluido a ambos lados de la discontinuidad. Como se observa se trata de un proceso no isentrópico donde la presión de parada cae a causa de la reducción en el número de mach del flujo.

En el caso de que la onda de choque y el fluido no formen un ángulo de 90°, entonces se habla de onda de choque *oblicua*. La Figura 2.19 muestra la descomposición de las velocidades del flujo al pasar por una onda de choque oblicua a la dirección del mismo. Estas dos velocidades son una velocidad tangencial  $w$  y una velocidad normal  $u$ .

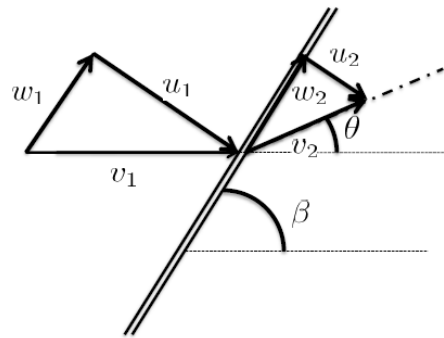


Figura 2.19: Descomposición de velocidades relativas a una onda de choque oblicua en el seno de un flujo. [9]

Lo que se cumple al atravesar la discontinuidad es que la velocidad tangencial a la misma es idéntica a los dos lados, de forma que  $w_1 = w_2$ . La componente normal a la onda de choque seguirá los mismos principios que los expuestos para la onda de choque normal al flujo. Es decir, en el caso de una onda de choque oblicua, los principios de conservación se aplican sobre una componente normal  $M_{1,n} = M_1 \text{ sen } \beta$ .

Tal y como muestra la Figura 2.20, una onda de choque oblicua conlleva una deflexión de la corriente hacia la onda como consecuencia de la conservación de la velocidad tangencial ya comentada, y la disminución de la componente normal.

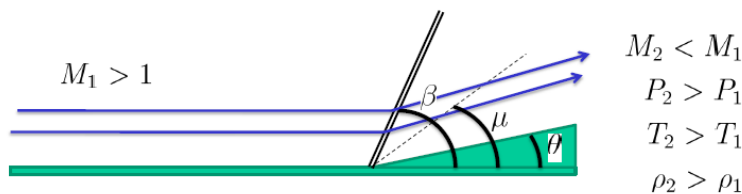


Figura 2.20: Deflexión de la corriente ante una onda de choque oblicua. [9]

Además, tal y como ocurría con las ondas de choque normales, las propiedades del fluido cambian al atravesar la discontinuidad.

Por último, cabe comentar que mientras que en una onda de choque normal el flujo tras la onda es siempre subsónico, cuando la discontinuidad es oblicua pueden aparecer ondas de choque débiles si el flujo aguas abajo es supersónico, u ondas de choque fuertes si, como las ondas de choque normales, frenan el flujo dejando aguas abajo una corriente subsónica.

Por otra parte, tal y como aparece en la Figura 2.15 y como se ha comentado en el apartado correspondiente, en el flujo a través de la tobera que se analiza en el presente trabajo también aparecen ondas de expansión o de Prandtl-Meyer. La Figura 2.21 muestra un esquema claro de lo que ocurre cuando el flujo atraviesa este tipo de ondas.

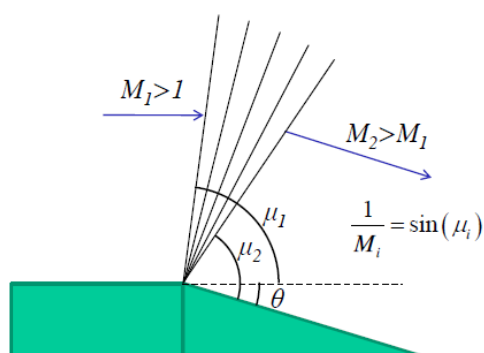


Figura 2.21: Esquema de una onda de expansión o de *Prandtl-Meyer*. [9]

En contraposición a lo que ocurría con las ondas de compresión, en este caso el número de Mach a la salida es más grande que a la entrada  $M_2 > M_1$  y la presión, la temperatura y la densidad disminuyen ( $p_2 < p_1$ ,  $\rho_2 < \rho_1$ ,  $T_2 < T_1$ ). Sin embargo, las magnitudes de remanso sí que se conservan.

En este caso, puesto que se trata de una sucesión infinitesimal de ondas de expansión débiles, se lleva a cabo un estudio diferencial del fenómeno para obtener las velocidades del fluido antes y después de la onda de expansión. Además, puesto que se trata de un proceso de expansión isentrópico, las relaciones clásicas son aplicables para obtener las propiedades del fluido.

## 2.6. Tecnología disponible para el estudio de motores cohete.

Una vez planteada la problemática que subyace a la caracterización del flujo de una tobera, el siguiente paso es decidir la manera de resolverla, atendiendo a las necesidades específicas del estudio, así como a la tecnología existente para llevarlo a cabo.

En el Departamento de Máquinas y Motores Térmicos existe una amplia experiencia en el ámbito de la fluidodinámica computacional para la simulación y resolución de problemas, pero también es reconocida su experiencia en la realización de experimentos para la comprobación de las simulaciones con datos reales. En este apartado se intentará evaluar ambas opciones de cara a la resolución del problema que atañe al presente trabajo.

### 2.6.1. Técnicas experimentales.

Una de las formas mediante las cuales se puede abordar el problema es mediante la realización de un experimento sobre un prototipo a escala de la tobera de estudio, de forma que se puedan simular sobre ella las condiciones reales de operación, y sobre la que se puedan extraer datos de los resultados mediante la instrumentación pertinente.

Para ello se requiere, como se ha mencionado, de la geometría real del problema de forma que, si en las sucesivas fases del proceso de experimentación se desea realizar un rediseño del prototipo para testar o evaluar mejoras en el rendimiento, sea necesaria la fabricación en cada una de ellas de uno nuevo.

En definitiva, esta es una técnica fiable en cuanto a resultados se refiere, ya que se trata de una simulación física y real del problema, pero por el contrario tiene la desventaja de requerir mucho mayor tiempo en la preparación del experimento y requiere una gran dependencia de la geometría que se evalúa, ya que al ser rediseñada, probablemente el experimento entero también deba serlo.

### **2.6.2. Simulación mediante técnicas CFD.**

La otra opción es en análisis de este problema mediante técnicas basadas en la fluidodinámica computacional.

Esta será la opción elegida, ya que ofrece el correcto equilibrio entre versatilidad de uso (permite el cambio de cualquiera de las variables en un tiempo reducido y de forma altamente automatizada) y precisión de resultados (que dependerán de la precisión establecida y el tiempo de cálculo consecuente).

Por lo tanto esta técnica reúne todos los requisitos para ser seleccionada como la adecuada para la realización del presente trabajo, y se desarrollará y expondrá de forma detallada en el Capítulo 3.

Cabe decir en este punto que, aun habiendo sido seleccionada como metodología para resolver el problema, sería necesaria una validación experimental si se deseara llevar la conclusión o la solución obtenida a usos reales.

# 3

## Métodos numéricos. Técnica CFD.

### Contenidos

<b>3.1. Introducción.</b> . . . . .	<b>49</b>
<b>3.2. Fases del cálculo.</b> . . . . .	<b>50</b>
3.2.1. Preprocesado. . . . .	50
3.2.2. Cálculo. . . . .	51
3.2.3. Postprocesado. . . . .	52
<b>3.3. Tareas a realizar en una resolución CFD.</b> . . . . .	<b>54</b>
3.3.1. Geometría. . . . .	54
3.3.2. Dominio. . . . .	54
3.3.3. Malla. . . . .	55
<b>3.4. Modelado físico con ANSYS Fluent®.</b> . . . . .	<b>63</b>
3.4.1. Modelos físicos fundamentales. . . . .	64
3.4.2. Modelos físicos de turbulencia. . . . .	65
3.4.3. Modelado de transporte de especies. . . . .	67
3.4.4. Condiciones de contorno. . . . .	69
3.4.5. Métodos numéricos de resolución. . . . .	72
3.4.6. Regiones volumétricas. . . . .	75
3.4.7. Convergencia. . . . .	76





### 3.1. Introducción.

En el presente capítulo se aborda una pequeña descripción de aspectos teóricos en los que se apoyan las simulaciones computacionales de la dinámica de fluidos, realizadas en este trabajo.

Para encontrar los primeros análisis de la dinámica de los fluidos hay que remontarse hasta el siglo *XVIII*, momento en el cual nombres como Laplace, Bernouilli o Euler comenzaron a plantear y desarrollar las primeras y básicas ecuaciones de esta ciencia, que todavía en la actualidad se aplican ampliamente. No obstante, en aquella época no se contaba con el apoyo tecnológico y computacional suficiente como para poder resolver dichas ecuaciones para casos prácticos (y por lo tanto complejos). Es por esto que su introducción en la ingeniería fue prácticamente nula.

Más tarde, en el siglo *XIX*, Claude Louis Marie Henri Navier y Sir George Gabriel Stokes realizaron uno de los avances más importantes en el estudio de la mecánica de fluidos al establecer las ecuaciones fundamentales que describen el movimiento *real* de un fluido cualquiera bajo unas condiciones dadas.

Pese a estos avances, la tecnología para la resolución de estas ecuaciones seguía estando rezagada, por lo que de nuevo fue imposible resolver problemas de utilidad ingenieril en los que venía implícita una gran dificultad técnica.

En los primeros compases del siglo *XX*, Prandtl comenzó con la resolución de las ecuaciones en la zona conocida como *capa límite*, simplificando para esto la solución de Reynolds de las susodichas ecuaciones de Navier-Stokes. Gracias a este avance se consiguieron por primera vez resolver casos de interés práctico en la resolución de flujos, siempre limitados por la tecnología existente, de la misma manera que ocurre en la actualidad. Aun así, se trataba tan sólo de estudios simplificados de la capa límite donde cualquier fenómeno de separación o de turbulencia escapaba a la precisión del método. Para incluir todos los efectos era necesario dejar de asumir ciertas hipótesis, que suponían incrementar la dificultad de manera inadmisibile para la época.

El salto tecnológico que se estaba esperando no llega hasta los últimos 40 años del siglo *XX*, donde el desarrollo de ordenadores con gran potencia de cálculo propició la creación de numerosos algoritmos de cálculo capaces de resolver las ecuaciones de la mecánica de fluidos para casos hasta ese momento impensables.

El fin de todo este avance tecnológico es la resolución de problemas de la mecánica de fluido a partir de métodos numéricos de resolución, empleados en este trabajo. Se emplean variedad de técnicas y formas de discretización del dominio de cálculo, tales como las diferencias finitas, volúmenes finitos o elementos finitos.

El último paso tecnológico y resolutivo que se ha dado en lo relativo a la mecánica de fluidos es el denominado *CFD*, o Computational Fluid Dynamics en inglés. Método bási-

co empleado hoy en día para la resolución de cualquier problema fluido, con resultados considerablemente fieles a la realidad física del problema.

Aun así, y como es de esperar, todas las técnicas empleadas hoy en día siguen en constante evolución, por lo que en un futuro los tiempos de resolución, la precisión de los métodos y en definitiva los resultados mejorarán.

## 3.2. Fases del cálculo.

Como en todo tipo de proyecto y cálculo, existe cierto orden predeterminado y preferible para el correcto *modus operandi*. En el caso de la Mecánica de Fluidos Computacional se conocen tres fases generales y son las siguientes:

1. Preprocesado
2. Cálculo
3. Postprocesado

Es posible que, dependiendo del software en el que se esté confiando el proyecto, se deban utilizar programas diferentes. En el caso del presente trabajo, el desarrollo completo de las tres fases anteriormente mencionadas se ha realizado utilizando *ANSYS Workbench*<sup>®</sup> y los diferentes paquetes *DesignModeler*<sup>®</sup>, *Mesh*<sup>®</sup> y *FLUENT*<sup>®</sup>.

A continuación se detallan las tres fases mencionadas siguiendo el orden lógico que se muestra en la Figura 3.1.

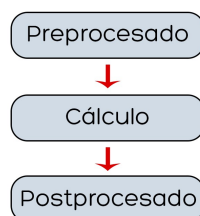


Figura 3.1: Esquema del orden lógico de las fases de un análisis CFD. [7]

### 3.2.1. Preprocesado.

El preprocesado de un caso es la preparación del caso. Partiendo de una representación geométrica lo más real posible del mismo, se trata de adecuarlo y modelarlo según las condiciones bajo las que se quiere estudiar, y que son requeridas por las fases posteriores.

Para llevar a cabo con éxito esta preparación, esta fase se subdivide en una serie de pasos que aseguran el cumplimiento de requisitos. Los pasos son los siguientes.

### 1. Geometría

Se trata de definir la geometría del problema, no sólo aquello que se quiere analizar, si no también de todas las regiones que afecten al problema en cuestión. Todo esto forma lo que se denomina dominio de cálculo, y debe tener en cuenta las condiciones de contorno que se deberán imponer en ciertos límites de este dominio.

### 2. Malla

Se trata de discretizar la geometría que se ha generado dividiéndola en un entramado de celdas atendiendo a diversos factores. En primer lugar a un criterio de fiabilidad respecto de la geometría original, y en segundo lugar a un criterio de usabilidad de forma que la malla generada no sea excesivamente minuciosa para el cálculo que se pretende realizar, ni excesivamente gruesa con el fin de obtener resultados fiables.

### 3. Materiales

Se trata de asignar a cada región fluida (o sólida, si la hubiere) los materiales de los que está compuesta, de forma que se asemejen a aquellas que se encuentran en la realidad en las mismas zonas. Además, si el cálculo incluye algún tipo de partícula o elemento adicional también se deberá asignar el material correspondiente.

### 4. Física

Se trata de seleccionar el tipo de simulación que se desea realizar atendiendo tanto al tipo de flujo que se va a modelar como a los diferentes modelos adicionales que se quieran incorporar al mismo (tales como turbulencia, partículas en el fluido, energía, etc.).

### 5. Condiciones iniciales

Se trata de definir las condiciones de contorno (ya comentadas), además de las condiciones exactas temporales si se trata de un estudio transitorio. Esto último se realiza en este trabajo a través de los denominados *Profiles*, comentados más adelante.

Todos estos pasos tienen que, por supuesto, ser lo más simplificados posibles asegurando un buen resultado en base a la experiencia con este tipo de estudios, o a recomendaciones clásicas para análisis particulares.

## 3.2.2. Cálculo.

Tras la adaptación y la preparación de todo lo necesario para el caso que se pretende analizar, se termina con una geometría subdividida en tantas celdas como se haya establecido que sea correcto, limitada por unas condiciones fluidas en las condiciones de contorno impuestas por el usuario. Estas condiciones serán extendidas a la totalidad del dominio resolviendo numéricamente las ecuaciones correspondientes para todas y cada una de las celdas.

Por lo tanto, si el dominio se ha dividido en un total de  $N$  celdas, será necesario resolver un conjunto de  $N$  ecuaciones con  $N$  incógnitas. Esto es lo que se realiza en esta fase denominada Cálculo.

Cabe comentar que en el caso de que el problema a resolver sea transitorio, lo que ocurre es que se tiene una sucesión de problemas estacionarios donde las condiciones iniciales y de contorno de un dominio de idéntica geometría cambian en cada nuevo problema.

Esta fase es fundamental en todo el proceso, pues es donde realmente se resuelve el campo fluido del caso que se está estudiando. Ese el momento donde entra en juego la técnica de discretización del dominio así como el tipo de algoritmo que se ha elegido para la resolución del mismo.

Como se ha comentado en apartados anteriores, el software que se ha elegido para la resolución del caso ha sido la plataforma *ANSYS Workbench*<sup>®</sup>. Dentro de esta plataforma, el programa que se encarga de realizar la resolución numérica del dominio introducido es *FLUENT*<sup>®</sup>. De los métodos de discretización existentes este programa en concreto se basa en el método de los volúmenes finitos. Su algoritmo sigue la siguiente secuencia:

1. Integración formal de las ecuaciones que gobiernan el flujo para cada uno de los volúmenes del control del dominio (a saber, número de celdas en las que se dividió el dominio).
2. Discretización que convierte las ecuaciones diferenciales en un sistema de ecuaciones algebraicas.
3. Solución del sistema de ecuaciones algebraicas usando un método iterativo.

### 3.2.3. Postprocesado.

Una vez se ha planteado el dominio de cálculo, atendiendo como objetivo principal a la similitud del modelo computacional con el modelo real, y una vez se ha solucionado el modelo computacional mediante la discretización de la solución para cada una de las celdas que lo componen, se puede ahora analizar la solución y obtener de ella todos aquellos valores que interesen para el objeto del estudio.

Esto quiere decir que habiendo obtenido la solución, lo que realmente se tiene es el mismo dominio de cálculo planteado en el preprocesado, dividido en  $N$  celdas, donde cada una de ellas contiene la información de las variables físicas que se han calculado mediante iteración.

Lo que ocurre es que en la mayoría de los casos no es de interés el mostrar todas y cada una de las variables para todas y cada una de las celdas que componen el dominio, si no que será más práctico y eficiente plantear sólo la obtención (gráfica o numérica) de las variables más relevantes en las zonas más relevantes.

Cabe decir en este punto, que puesto que se discretizó el dominio en su momento, la solución tan sólo existe realmente en los nodos o en los elementos (dependiendo del tipo de discretización) del dominio, y no en todo punto del mismo. Por lo tanto, para obtener un continuo y “suave” a lo largo del dominio, lo que aplican son técnicas de interpolación para extender la solución discreta a todo el dominio. Evidentemente, todo este proceso conlleva una pérdida de información a causa de las aproximaciones que se requieren. Esto

se puede cuantificar de forma teórica por medio de cálculo de errores de aproximación y permiten esbozar una idea de la pérdida de información que arrastran estas técnicas.

Uno de los grandes intereses que tienen las técnicas CFD es la capacidad de análisis y de visualización de los resultados obtenidos. Para ayudar a ello los códigos comerciales de los últimos años (en aumento), van incorporado nuevas herramientas que permiten y facilitan la visualización de los dato y resultados, así como la capacidad de ser exportados para ser analizados con diversas herramientas informáticas.

Dentro de todas las opciones que se incluyen en el programa que se ha empleado, en cuanto a postprocesado de datos se tiene lo siguiente:

- **Visualización de magnitudes escalares:** Tanto en 2D como en 3D, se pueden graficar los resultados en gráficos de contornos, para superficies reales del modelo, para secciones, y para cualquier dirección dentro del dominio.
- **Visualización de magnitudes vectoriales:** Con las mismas condiciones de aplicación que en el caso anterior, pero con la diferencia de incorporar también la dirección y el sentido de la magnitud que se visualiza.
- **Línea de corriente:** Tanto para el caso de líneas de corriente clásicas a lo largo del modelo como para la visualización de integrales de convolución, permiten hacerse una idea de cómo es el comportamiento general del fluido alrededor de un cuerpo, en una tobera, en un codo o esquina, etc.
- **Trayectoria de partículas:** Guardando cierta similitud con el caso de las líneas de corriente, pero en este caso afectadas también por la masa de las partículas o las condiciones de interacción con las paredes del modelo, se pueden visualizar sus trayectorias y dibujar sobre ellas en escala de colores diferentes variables.
- **Visualización de gráficos:** Información numérica real sobre variables que ya han sido calculadas a lo largo de líneas de corriente, líneas creadas a propósito, o en una malla de puntos.
- **Visualización de la malla:** Especialmente útil en el caso de realizar refinamientos o movimientos de la malla en estudios transitorios. Se puede observar de diferentes formas según lo que se quiera visualizar.
- **Elección de umbral:** En el caso de querer conocer la parte del campo fluido que se encuentra bajo unas condiciones de una magnitud determinada, se puede emplear esta herramienta que selecciona y visualiza tan sólo las celdas en las que se cumple la condición establecida (por ejemplo, temperatura por debajo de un mínimo, velocidad en cierto rango, etc.).

Todo esto permite un sin fin de posibilidades para visualizar los resultados obtenidos. Todos los gráficos y resultados que se muestran en el presente texto no han usado sino éstas herramientas.

### 3.3. Tareas a realizar en una resolución CFD.

A continuación se enumeran y desarrollan las tareas clásicas que aparecen en cualquier resolución de problemas utilizando CFD, y que se desarrollan de manera sistemática dentro de cada fase de cálculo para llegar a la solución final del estudio.

#### 3.3.1. Geometría.

El software utilizado para generar la geometría del problema ha sido el paquete *ANSYS DesignModeler*<sup>®</sup> de la plataforma ya comentada *ANSYS Workbench*<sup>®</sup>. Este paquete permite la generación de geometrías bidimensionales y tridimensionales. La geometría puede ser creada en este programa o ser importada de otros programas CAD (*Computer Aided-Design*). Debido a la sencillez de la geometría tratada en este trabajo, el paquete *DesignModeler*<sup>®</sup> es más que suficiente para generarla. Una de las ventajas que ofrece este paquete es el aprovechamiento de su alta integración en la plataforma *Workbench*<sup>®</sup>, lo que permite parametrizar y nombrar diferentes magnitudes o zonas de la geometría que serán automáticamente leídas e importadas a otros paquetes como es *Mesher*<sup>®</sup> por ejemplo.

Cabe destacar que para el presente trabajo también se utilizó el programa *AutoCAD*<sup>®</sup> de *AutoDesk*<sup>®</sup>, tal y como se explicará en la descripción del caso de estudio, en el Capítulo 4.

#### 3.3.2. Dominio.

El dominio es todo lo que rodea a la geometría que se va a analizar y que contiene el fluido del caso. Se pueden encontrar de formas y tamaños diferentes en función del tipo de problema. Las principales características y claves de diseño se enumeran a continuación.

##### 3.3.2.1. Forma.

Las formas que puede adoptar un dominio de cálculo pueden ser tan variadas como tipo de problemas existen. El principal criterio de forma para un dominio se basa en que sirva o ayude a la generación de una malla lo más homogénea y continua posible, entendiendo esto como una malla con el menor número de deformaciones posible. En el caso bidimensional como el de este trabajo, las formas circulares o con forma de anfiteatro (semicircunferencia y rectángulo) son recomendables y ampliamente utilizadas. La Figura 3.2 muestra un ejemplo de este tipo de mallas para el análisis de un perfil aerodinámico.

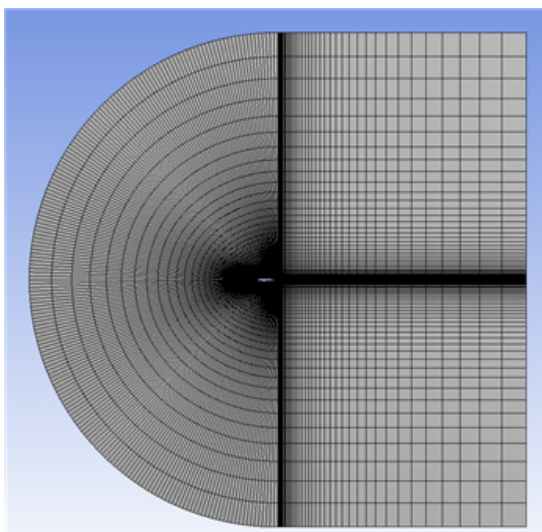


Figura 3.2: Ejemplo de un dominio 2D para el análisis de un perfil aerodinámico [15].

### 3.3.2.2. Tamaño.

El tamaño debe ser lo suficientemente grande para que el fluido que recorre los límites del dominio no se vea perturbado por la geometría que se desea analizar. De esta forma, se asegura que el análisis se está realizando en unas condiciones “limpias” donde no se está invalidando el análisis debido a perturbaciones introducidas por el usuario. Esta idea tiende a generar dominios sobredimensionados para evitar el problema. Debido a que este sobredimensionamiento también produce un mayor coste computacional al incluir en sí mismo un mayor número de celdas, el resultado es, como suele ocurrir en este tipo de problemática, un compromiso entre un tamaño mínimo de dominio que asegure la independencia del resultado con dicho tamaño, es decir, que no se vea perturbado.

### 3.3.3. Malla.

A continuación se aborda un poco más a fondo la problemática y casuística de la malla, que es propiamente dicha la discretización del dominio en un número finito de celdas (o volúmenes finitos) para la resolución del problema.

Se trata, como se ha indicado con anterioridad, de una tarea comprendida en el pre-procesado del caso, y como tal es una de las partes de las que sensiblemente dependerá el tiempo que se emplea en el cálculo así como la calidad de los resultados obtenidos. Es por tanto, una pieza fundamental en la correcta resolución de un caso.

Concretamente el caso de la malla es crítico ya que de una malla correctamente planteada y distribuida se podrá obtener una solución rápida y precisa mientras que de una malla con errores e incorrectamente establecida es probable que no sea posible alcanzar una solución, o que la encontrada esté inadmisiblemente lejana de la realidad física del caso, lo que provoca la inmediata invalidez del estudio.

Para el establecimiento de la malla se parte de la geometría y el dominio de cálculo que se ha generado en tareas anteriores. El software encargado de leer esta geometría es ahora *ANSYS Mesher*<sup>®</sup>.

A continuación se describe de manera breve y particularizada para lo que se encontrará en este caso de estudio las tipologías de elementos que se pueden utilizar para discretizar un dominio. Esto llevará en última instancia a una justificación del método y tipología utilizada para este trabajo.

### 3.3.3.1. Dimensión de la malla.

Dependiendo de las condiciones físicas del problema a analizar, en el caso de que existan unas condiciones de simetría justificables y que por tanto la solución en una región del problema sea la misma que en el resto, se puede optar sin perder generalidad por el planteamiento de una geometría 2D, que ahorra una cantidad de tiempo de preparación y cálculo considerable.

Esto ocurre de esta forma, por ejemplo, para analizar el campo de presiones alrededor de un perfil alar, donde se asume como cierto que al tratarse de tan solo un perfil alar no estará afectado por las diferentes partes del ala en la que está situada.

Otro caso de aplicación de los estudios 2D es el que incluye este trabajo. El flujo en el interior de una tobera en el que existe una simetría axial o lineal clara es claro candidato a una simplificación 2D. Además, es posible también analizar tan sólo la mitad de la sección central de la tobera, por lo que de nuevo se ahorra tiempo de cálculo. En particular el caso de estudio de este trabajo tiene en cuenta una serie adicional de hipótesis que se expondrán en apartados sucesivos pero que tienen como punto final el análisis 2D de la tobera *aerospike*.

Para el resto de casos, ya sea casos en los que las simetrías existentes no justifican el uso de un análisis 2D, o casos en los que directamente la ausencia de simetrías obligan a descartar las simplificaciones 2D, será necesario abordar el problema a partir de un estudio con la geometría completa en 3D.

### 3.3.3.2. Elementos de la malla.

En este punto hay que recordar que la existencia de las mallas y de los elementos que las componen proviene de la necesidad de discretizar el dominio de cálculo de forma que se pase de un dominio continuo a uno compuesto por una multitud de elementos sobre los que se resolverán las ecuaciones de la mecánica de fluidos.

Por este motivo aparece la necesidad de diseñar diferentes tipos y formas de los elementos de discretización que tendrán mejor o peor funcionamiento dependiendo del problema que se va a analizar.



## Elementos 2D

Para el caso de una discretización en 2 dimensiones, habitualmente se emplean dos tipos de elementos:

- **Triangulares:** Elementos universales en la discretización de dominios 2D. Se adaptan fácilmente a cualquier tipo de superficie, permitiendo además que el fluido que los va a atravesar no tenga ninguna dirección preferente. Esto es una ventaja para problemas con alta vorticidad y presencia de turbulencia. Por otra parte, pueden requerir de un mayor número de elementos debido a que son los elementos más simples que existen para discretizar geometrías 2D. La Figura 3.3 muestra un ejemplo de utilización de estos elementos.

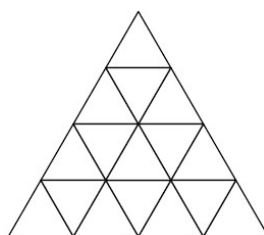


Figura 3.3: Ejemplo de utilización de celdas triangulares para discretizar un dominio. [7]

- **Cuadrados:** Se trata de los elementos empleados por excelencia en el caso de flujos en los que se conoce la dirección preferente del mismo a lo largo de la geometría, o se conoce la distribución *a priori* de líneas de corriente. Son elementos muy fáciles de manejar en el caso de tener un contorno simple ortogonal, mientras que en el caso de que el dominio de cálculo presente algún tipo de irregularidad o zona angular su aplicación no resulta tan sencilla. En todo caso, es posible maññar parte de la geometría con elementos triangulares, y parte con elementos rectangulares, combinando las ventajas de ambos métodos. La Figura 3.4 muestra un ejemplo de utilización de estos elementos.



Figura 3.4: Ejemplo de utilización de celdas cuadradas para discretizar un dominio. [7]

## Elementos 3D

El caso de mallado de geometrías 3D lleva asociado un mayor número de elementos, debido a que la adición de una nueva dimensión al dominio de cálculo abre de forma considerable los tipos de geometrías que los elementos pueden adoptar con fin de representar

la geometría original de una forma precisa y fiable. Debido a que este tipo de elementos no son los utilizados en este trabajo, se limita el comentario a su enunciación.

- Tetraedros
- Hexaedros
- Prismas de base triangular
- Pirámides
- Poliedros

### 3.3.3.3. Estructura y tipología.

Una vez elegido el tipo de elemento que se va a utilizar, es posible continuar con el mallado del dominio y para ello se ha de decidir cuál será la estrategia que se va a emplear para ello.

Una de las grandes diferencias en cuanto a continuar con el mallado se basa en la elección de una malla estructurada o una malla no estructurada.

Por lo tanto es necesario analizar a continuación ambos casos, así como los diferentes subtipos que ambos conllevan, para posteriormente justificar y seleccionar el que se más conveniente para el objeto de este trabajo.

#### **Malla estructurada.**

Se dice que una malla está estructurada cuando sus elementos se asemejan geométricamente a un dominio topológicamente asimilable a un cuadrado, o a un conjunto de ellos. Esta definición se puede extender a las tres dimensiones simplemente pasando a hablar de hexaedros.

Por tanto se trata de mallas en las que la organización de la misma es muy elevada y principalmente compuesta por elementos cuadrados o hexaédricos, con las condiciones impuestas respecto del flujo que se va a analizar que ya se conocen del apartado anterior.

Resulta lógico pensar que si se eligen hexaedros como elemento para la malla ya que se trata de un flujo con una dirección principal, todos los elementos que compongan la malla también tendrán que estar organizados y estructurados en torno a esa dirección principal que conocemos de antemano. Esto es precisamente lo que trata de ofrecer la elección de una malla estructurada. La Figura 3.5 muestra un ejemplo de una geometría 3D con malla estructurada. Se observa claramente la organización de celdas en la dirección principal del flujo.

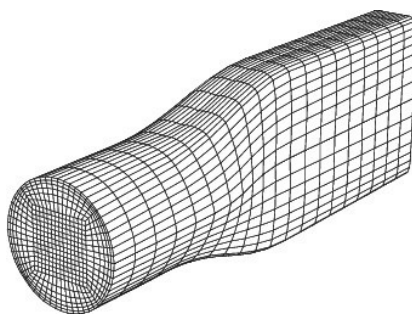


Figura 3.5: Ejemplo de utilización de una malla estructurada para discretizar un dominio. [7]

### Malla no estructurada.

Se dice que una malla es no estructurada cuando los elementos que la componen simplemente se distribuyen a lo largo y ancho del dominio de cálculo para representar de una forma adecuada la geometría y las diferentes condiciones de contorno, sin atender a una distribución concreta de los elementos en torno a una dirección principal.

Es por esto lógico pensar que en este tipo de mallas se podrán simular de forma correcta flujos en los que no existe una dirección principal definida, y que además estarán compuestas por elementos que siguen el mismo principio de funcionamiento, tales como los tetraedros o los poliedros. La Figura 3.6 muestra un ejemplo de discretización no estructurada.

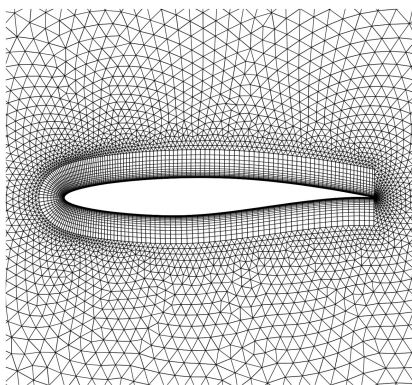


Figura 3.6: Ejemplo de utilización de una malla no estructurada para discretizar un dominio. [7]

Como se observa en la Figura 3.6, se distinguen dos tipos de malla, formadas por elementos diferentes. Se ha utilizado una malla estructurada cerca de la pared pues en esta zona el flujo tiene una dirección paralela al perfil preferente, mientras que lejos de la pared el flujo puede no tener una dirección preferente, y se pueden producir vorticidades.

#### 3.3.3.4. Calidad y tamaño.

Una vez definida la malla, e independientemente de que se trate de una malla estructurada o no, o del tipo de elementos de los que esta se compone, se han de cumplir ciertos

requisitos de calidad que están directamente relacionados con la deformación de las celdas empleadas.

Al intentar ajustar los elementos a la geometría, suele ocurrir que algunas de las celdas quedan excesivamente deformadas y la calidad del cálculo está claramente comprometido. Esto es cuantificable a partir de medidas estadísticas que el propio software *ANSYS Mesher*<sup>®</sup> proporciona; tal es el caso del denominado *skewness* que se calcula para cada uno de los elementos de la malla.

El *skewness* mide la deformación de las celdas a partir de una celda de referencia en una escala de  $0 - 1$ . Valores cercanos a 0 suponen una deformación pequeña en las celdas que han sido analizadas, lo que garantiza un buen comportamiento de la zona al ser resueltas sobre ellas las ecuaciones de la mecánica de fluidos. Sin embargo, valores cercanos a 1 dan a entender que existen celdas deformadas que pueden producir problemas de convergencia. Cuando esto ocurre es recomendable no proceder con la siguiente fase de cálculo y tratar de reducir este valor. La Figura 3.7 muestra dos celdas con *skewness* 0 y con *skewness* cercano a 1. Un primer criterio para establecer los límites de validez a partir de este parámetro sería contener los valores en todo el dominio dentro de un rango  $[0 - 0,8]$ .

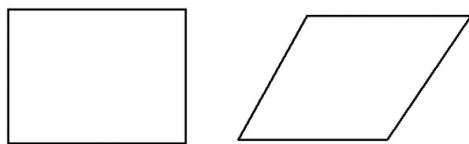


Figura 3.7: Celda con *skewness* 0 (izda.) y celda con *skewness* cercano a 1 (dcha.). [16]

### 3.3.3.5. Tiempo de preparación del modelo.

Suele ser común en ingeniería de proyectos CFD que las geometrías que se deben tratar sean complejas y muy poco intuitivas a la hora de conocer las direcciones del flujo, o si se van a generar zonas de alta vorticidad, por ejemplo. Esta es una de las causas, si no la razón principal, por la cual se suelen emplear mallas no estructuradas para la discretización del dominio.

Esta decisión supone en primer lugar que el tiempo que se emplea en el preproceso del caso para su preparación sea más bajo que si se debe analizar y decidir la estructuración de la malla.

Este no es el caso del presente trabajo, que analiza el flujo en una tobera de tipo *aerospike*. En este caso sí se conoce la dirección predominante del flujo (ya que principalmente es impuesta) y se analiza una geometría sin excesiva dificultad donde instalar una malla estructurada no es excesivamente difícil, ni consume un tiempo excesivo. Además, al tratarse de un caso 2D el método de trabajo para preparar una malla estructurada de elementos cuadriláteros es mecánico y eficiente.

En definitiva, el tiempo de preparación del modelo es consumido principalmente por la generación de una buena malla estructurada que asegure la rápida y buena convergencia del caso.

### 3.3.3.6. Gasto computacional.

Además de la tipología y estructura de la malla, es importante conocer o estimar el gasto computacional que la generación de la malla elegida va a suponer.

Este tiempo puede *a priori* parecer despreciable frente al tiempo de cálculo que posteriormente se va a consumir, pero realmente es un valor a tener en cuenta en este tipo de simulaciones.

Principalmente este gasto computacional es fruto del número de celdas que se haya elegido para la geometría a discretizar. Para el caso de 2D que se analiza, con un patrón claro en cuanto a dirección de flujo, es conocido que el uso de mallas estructuradas ahorra celdas y tiempo de cálculo, pues al conocer la dirección predominante de las líneas de corriente que van a atravesar la geometría, se pueden generar elementos con un *aspect ratio* óptimo en cada caso, pudiendo obtener celdas “grandes” en la dirección del flujo sin perder precisión, y celdas más pequeñas en las zonas donde se necesiten. Las mallas no estructuradas en cambio para este tipo de geometrías suelen contener mayor número de celdas en zonas donde quizás no es tan necesario el refinamiento.

Además el propio hecho de la estructuración de la malla ayuda a la convergencia del cálculo (como ya se ha comentado), y es más rápido a la hora de construirse en el dominio, por lo que queda justificado el uso de una malla estructurada para el caso de estudio.

### 3.3.3.7. Tratamiento de la capa límite.

La capa límite es una zona de muy alta importancia en el análisis de flujos interiores de toberas, ya que juega un papel clave en el comportamiento de las ondas de choque que aparecen en éstas.

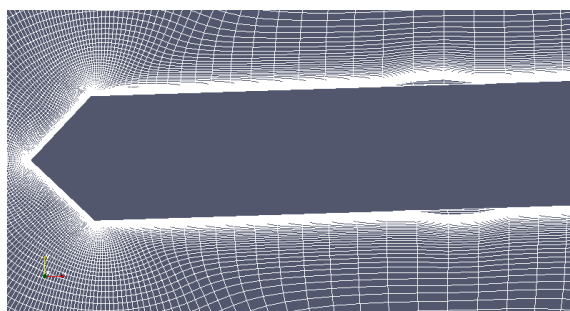


Figura 3.8: Ejemplo de mallado de capa límite exterior al cuerpo. [14]

La Figura 3.8 muestra un ejemplo de mallado de la capa límite exterior a un cuerpo. Como se observa las celdas adyacentes al cuerpo deben ser considerablemente más refinadas que las más alejadas. Esto es así principalmente debido a que en esta zona se producen altas interacciones entre flujo medio y turbulento, y para un buen resultado numérico es importante tener estas zonas correctamente discretizadas.

La escala para conocer si el mallado en las proximidades de la pared es apropiado para obtener buenos resultados es la escala “*y plus*” ( $y^+$ ) definida en la Ecuación 3.1.

$$y^+ = \frac{\rho u_T y}{\mu} \quad (3.1)$$

donde  $y$  es la posición del centroide de cada celda.

El rango de valores que proporciona fiabilidad a los resultados está condicionado por el modelo de turbulencia y por el tratamiento de capa límite escogido. Se resumen estos valores en la Tabla 3.1.

Modelo de turbulencia	Tratamiento de la capa límite	Valor
Spallart-Almaras	-	$y^+ = 1$ o $y^+ \geq 30$
$k - \epsilon$	Wall Function	$30 \leq y^+ \leq 300$
	Enhanced wall treatment	$y^+ = 1$ o $y^+ < 5$
$k - \omega$	-	$y^+ = 1$

Tabla 3.1: Tabla resumen de valores aceptables de  $y^+$

### 3.3.3.8. Independencia de malla.

A partir de todo lo que se ha afirmado acerca de la malla, es probable que la mejor idea es siempre refinar la malla lo máximo posible con tal de obtener los mejores resultados posibles, además de elegir una tipología apropiada a cada zona de la geometría.

Así, en zonas en las que se produzca mucha turbulencia, o existan fuertes gradientes en las variables analizadas y no se conozca la dirección predominante del flujo (en casos 2D) será recomendable el uso de elementos triangulares de tamaño muy reducido, mientras que en zonas sin altas variaciones con dirección predominante del flujo será conveniente utilizar celdas rectangulares de forma estructurada.

Con todo, pueden surgir dos casos extremos una vez discretizado el dominio:

#### 1. Número de celdas insuficiente:

En este caso los resultados obtenidos en la simulación CFD no serán los reales ya que existirán zonas del flujo que no hayan podido ser resueltas con la precisión necesaria, con la consecuente pérdida de información asociada.

Ante este problema los resultados globales obtenidos (fuerzas, presiones, etc.) diferirán en buen grado de los que se obtendrán en las simulaciones o experimentaciones reales, invalidando por tanto el proceso de cálculo.

## 2. Número de celdas excesivo:

En este caso la problemática no viene debida a que la solución no se adecúe a la solución real y por lo tanto quede invalidada. Al haber discretizado el dominio de forma excesiva para la intensidad de gradientes que se producen en su seno, lo que se ha hecho es malgastar recursos computacionales y tiempo de simulación y preparación. Por lo tanto, pese a que el resultado es bueno, es recomendable una economización de tiempo y recursos obteniendo un comportamiento del cálculo mucho más eficiente e igual de eficaz.

Con todo esto, se ha de plantear el denominado estudio de independencia de malla, en el que se trata de investigar cuál es el tamaño de elemento óptimo que nos devuelve los resultados correctos en el menor tiempo posible.

Para ello se lanza el modelo de simulación con diferentes tamaños de celda (una buena elección es parametrizar de alguna forma inteligente el número de celdas de la malla) y se espera a la convergencia global del cálculo para obtener los resultados para cada número de celdas.

Graficando ahora cualquiera de estos resultados frente al número de elementos de cada una de las mallas analizadas se observa cómo a partir de un cierto tamaño de celda (o lo que es lo mismo, a partir de un número de elementos de malla) los resultados tienden a estabilizarse en torno a un valor concreto, con pocas o nulas variaciones respecto de números de elementos mayores.

Por lo tanto, el mínimo número de elementos que proporcione un resultado que se repita para número de celdas mayores será el número óptimo de elementos a emplear en la simulación, ya que nos proporciona un resultado válido, y el gasto de recursos y tiempo es mínimo.

Puede parecer en primer lugar un planteamiento que requiere más tiempo del que se tendría que invertir en tan sólo simular con una malla sobredimensionada (número excesivo de elementos), pero si se tiene en cuenta que la mayoría de los estudios se realizan a partir de una sola malla y con muchos casos diferentes, se justifica el empleo y fiabilidad de este tipo de técnicas.

## 3.4. Modelado físico con *ANSYS Fluent*<sup>®</sup>.

En esta sección se aborda el procedimiento y las opciones que ofrece el software *ANSYS Fluent*<sup>®</sup> para modelar físicamente problemas y casos de fluidodinámica.

### 3.4.1. Modelos físicos fundamentales.

Las ecuaciones que gobiernan el movimiento de un fluido son, como se ha indicado en la introducción de este capítulo, las ecuaciones de Navier-Stokes y surgen a partir de la combinación de tres principios físicos fundamentales.

- Principio de conservación de la masa. Ecuación de la continuidad.
- Principio de conservación de la cantidad de movimiento. Segunda ley de Newton.
- Principio de conservación de la energía. Primer principio de la termodinámica.

#### 3.4.1.1. Principio de conservación de la masa.

La Ecuación 3.2 se conoce como la forma diferencial de la ecuación de la continuidad, o ecuación de conservación de la masa.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (3.2)$$

Se trata de su forma más general, válida para flujo compresible o incompresible, así como para flujo estacionario o no estacionario. Si se consideran reacciones químicas dentro del volumen de control, el término fuente  $S_m$  será distinto de cero. Este término representa la masa añadida a una fase continua por el resto de fases presentes en un fluido que consta de varias de ellas.

#### 3.4.1.2. Principio de conservación de la cantidad de movimiento.

La segunda ley de Newton establece que la resultante de todas las fuerzas externas que actúan sobre un volumen de control es igual a la variación de la cantidad de movimiento de la masa dentro de dicho volumen de control y del flujo a través de sus fronteras del dominio. La Ecuación 3.3 muestra su forma general diferencial.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \otimes \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \bar{\tau} + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (3.3)$$

Siendo  $\bar{\tau}$  el tensor de tensiones, cuya expresión se muestra en la Ecuación 3.4.

$$\bar{\tau} = \mu \left[ (\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (3.4)$$

#### 3.4.1.3. Principio de conservación de la energía.

El primer principio de la termodinámica establece que la variación del calor añadido a un volumen de control determinado menos la variación de trabajo producido es igual a la variación de la energía del fluido dentro de dicho volumen de control y del flujo a través de las fronteras del mismo. Este principio queda representado matemáticamente, en forma diferencial, por la Ecuación 3.5.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e) + \rho \vec{v} \nabla e = -\nabla \cdot \vec{Q} - p \nabla \vec{v} + \bar{\tau} \cdot \nabla \cdot \vec{v} + \rho \dot{Q} \quad (3.5)$$



### 3.4.2. Modelos físicos de turbulencia.

En términos de la dinámica de fluidos, turbulencia es un régimen de flujo caracterizado por baja difusión de momento, alta convección y cambios espacio-temporales rápidos de presión y velocidad. En un flujo turbulento aparece una componente aleatoria en todas las variables que lo caracterizan.

Un flujo se puede caracterizar como laminar o turbulento observando el orden de magnitud del denominado *número de Reynolds*, expresado en la Ecuación 3.6.

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} c}{\mu} \quad (3.6)$$

donde  $U_{\infty}$  es la velocidad media del flujo libre,  $c$  una dimensión característica del caso de estudio y  $\mu$  es la viscosidad dinámica del fluido.

Se puede clasificar a partir de este número adimensional lo siguiente:

- Conductos o tuberías:
  - si  $Re < 2000$ , flujo laminar
  - si  $Re > 4000$ , flujo turbulento

La turbulencia está caracterizada por los torbellinos en los que se “basa”. Estos torbellinos suelen abarcar un rango de tamaños muy amplio. Con el propósito de darle explicación a este movimiento, destaca la aportación del científico *Kolmogorov*, quien estableció una teoría sobre la dispersión de los torbellinos, denominada “cascada de torbellinos”. El mecanismo de dispersión de los torbellinos es un proceso conservativo en el que las interacciones entre vorticidad y gradientes de velocidad crean torbellinos cada vez más pequeños a partir de los de mayor tamaño. Estos remolinos más pequeños experimentan el mismo proceso, dando lugar cada vez a remolinos más pequeños. De esta manera, la energía se transmite de las grandes escalas a escalas más pequeñas hasta llegar a una escala de longitud suficientemente pequeña, de forma que la viscosidad del fluido disipa la energía cinética en energía interna.

Existen varios métodos para resolver los problemas de turbulencia a nivel software. Algunos de los métodos que incorpora *ANSYS Fluent*<sup>®</sup> son explicados en el apartado 3.4.2.1. Dependiendo de la naturaleza del problema, unos serán más adecuados que otros. El usado en el presente proyecto es el modelo  $k - \omega(SST)$ .

#### 3.4.2.1. Modelos de turbulencia de *ANSYS Fluent*<sup>®</sup>. Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS)

El método RANS se fundamenta en la descomposición de las variables de las ecuaciones de Navier-Stokes en una componente media y otra aleatoria, como se observa en la Ecuación 3.7.

$$\phi = \bar{\phi} + \phi^*, \quad \phi = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \int_t^{t+\Delta t} \frac{\phi(t)}{\Delta t} dt \quad (3.7)$$

donde  $\bar{\phi}$  representa la variable media y  $\phi^*$  la variable aleatoria.

La consecuencia directa es la duplicación de las incógnitas a resolver, siendo necesarias ecuaciones adicionales, las cuales se basan en el modelado de la componente aleatoria de las variables, derivada de la turbulencia. A pesar del aumento de ecuaciones, los recursos requeridos son menores que por los métodos DNS y LES, ya que el modelado de turbulencia reduce las necesidades de discretización espacial y temporal. Por este motivo este método es ampliamente utilizado.

Los modelos de turbulencia que se derivan de este método se conocen como modelos de cierre de primer orden. Su principal limitación es la suposición de isotropía de la turbulencia, hipótesis que puede no ser válida en determinadas situaciones. Esta limitación es subsanada utilizando modelos de cierre de segundo orden, que hacen necesaria la resolución de seis ecuaciones de transporte adicionales para la obtención de las tensiones de Reynolds. Como se puede intuir, pese a que es un gran avance por la mayor generalidad de aplicación, el coste computacional es considerablemente mayor, y no es una técnica muy extendida en la industria actual.

A continuación se exponen los modelos de cierre de primer orden que ofrece el software *ANSYS Fluent*<sup>®</sup>.

### ***Spalart-Allmaras***

Es un modelo que incorpora una sola ecuación de energía cinética turbulenta ( $k$ ) y fue formulado inicialmente para aplicaciones aeroespaciales, como el estudio de flujos transónicos alrededor de perfiles. Se ha demostrado que ofrece buenos resultados en capas límite expuestas a gradientes adversos de presión, incluso cuando la malla no dispone de zonas específicamente refinadas para modelar la capa límite.

### ***Standard $k - \epsilon$***

Se trata de un modelo semiempírico de dos ecuaciones (energía cinética turbulenta  $k$  y energía turbulenta disipativa  $\epsilon$ ) indicado para flujos de Reynolds elevados. Debido a la comprobada robustez del modelo y a que implica un coste computacional razonable, es uno de los más extendidos en el cálculo de efectos de turbulencia en aplicaciones industriales. Aun teniendo en cuenta la limitación de los modelos de cierre de primer orden, es un modelo suficientemente válido para un amplio espectro de aplicaciones.

### ***Renormalization Group (RNG) $k - \epsilon$***

Es una variante del modelo *Standard*, que presenta ciertas mejoras en cuanto a la precisión y a la fiabilidad para un rango más amplio de flujos. Fundamentalmente destaca por poseer un término adicional a la ecuación de disipación de la energía turbulenta ( $\epsilon$ ) y por incluir el efecto *swirl* (vorticidad) en la turbulencia, aumentando significativamente la precisión en flujos sometidos a tensión de forma brusca. Además a diferencia del modelo

*Standard*, este modelo cuenta con una ecuación para el cálculo del número de Prandtl y una ecuación para la ecuación de la viscosidad efectiva, lo que lo hace apto para números de Reynolds altos y bajos.

#### ***Realizable $k - \epsilon$***

De nuevo una variante del modelo *Standard* que se supone adecuado para flujos dominados por *swirl*. Se diferencia de su modelo origen en las formulaciones de la viscosidad turbulenta y de la ecuación de disipación de energía turbulenta ( $\epsilon$ ). Su principal limitación es que uno de sus términos genera viscosidades turbulentas que carecen de sentido físico (parásitas) cuando el problema en cuestión tiene zonas de fluido estacionario y en movimiento. Puede evitarse sin considerar el susodicho término.

#### ***Standard $k - \omega$***

Cuenta con modificaciones para comprender efectos de Reynolds reducido, compresibilidad y difusión de la corriente cortante.

#### ***Shear-Stress Transport (SST) $k - \omega$***

Combinación del modelo *Standard  $k - \omega$*  y del modelo  *$k - \epsilon$*  reformulado. Se utiliza el primero para resolver el flujo cerca de la pared por su robustez, y el segundo resuelve el flujo libre lejos de la pared.

### **3.4.3. Modelado de transporte de especies.**

En el presente trabajo se estudian algunos fenómenos particulares y característicos de los motores cohete. Entre otros se desea simular de la forma más real posible lo que ocurre aguas abajo de la cámara de combustión del motor, es decir, en la tobera.

En los usos más habituales de este tipo de motores cohete, el vehículo estará volando o bien en atmósfera terrestre o bien en el espacio exterior, y se impulsará expulsando gases producto de la combustión de propelente-oxidante por la tobera. Esta diferencia entre el gas expulsado por la tobera y el gas que ocupa el ambiente donde opera el misil debe ser simulado. La manera que se ha elegido para el presente trabajo y que se halla implementada en *FLUENT* es el *Species Transport*.

Con esta herramienta el *software* es capaz de identificar especies procedentes de una combustión y especies presentes en la atmósfera y modelar su interacción y las consecuencias que esto genera. A continuación se exponen los principios físicos que subyacen a este modelado y que, como se ha dicho, se aplican en el presente estudio.

*ANSYS FLUENT* resuelve las ecuaciones de conservación que describen los procesos de convección, difusión y reacciones fuente de cada componente de las especies para calcular la mezcla y el transporte de especies químicas en el dominio de cálculo.

### 3.4.3.1. Ecuaciones de transporte de especies.

Cuando se elige resolver las ecuaciones de conservación para especies químicas, el software predice la fracción másica local de cada especie  $Y_i$  a través de la solución de la ecuación de convección-difusión de la especie  $i$ -ésima. La Ecuación 3.8 muestra su expresión.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = \nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (3.8)$$

donde  $R_i$  es la tasa neta de producción de especie  $i$ -ésima por reacción química y  $S_i$  es la tasa de creación por la adición de la fase dispersa sumada a alguna fuente definida por el usuario.

Esta ecuación de esta forma es resuelta para un total de  $N - 1$  especies siendo  $N$  el número total de especies químicas de fase fluida presentes en el sistema. Como la suma de fracciones másicas de todas las especies debe resultar en la unidad, la especie  $N$ -ésima es calculada como la unidad menos la suma de las  $N - 1$  fracciones másicas resueltas con la Ecuación 3.8. Con tal de minimizar el error numérico, es conveniente elegir la especie  $N$ -ésima como aquella que tenga mayor fracción másica.

En cuanto al parámetro  $\vec{J}_i$  se define como el flujo de difusión de la especie  $i$ -ésima, que depende de los gradientes de concentración de las especies y temperatura. La expresión que calcula este flujo difusivo varía dependiendo de la condición de flujo con la que se opere.

#### Flujo laminar.

*ANSYS FLUENT* utiliza por defecto la denominada *Ley de Fick* para modelar la difusión másica debida a gradientes de concentración. Bajo esta ley el flujo difusivo puede escribirse como se expresa en la Ecuación 3.9.

$$\vec{J}_i = \rho D_{i,m} \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (3.9)$$

donde  $D_{i,m}$  es el coeficiente de difusión másica de la especie  $i$ -ésima de la mezcla y  $D_{T,i}$  es el coeficiente de difusión térmica, o coeficiente de *Soret*.

En algunos flujos laminares la Ley de Fick puede no ser válida. En estos casos se deberá utilizar la difusión multicomponente completa. Las ecuaciones a resolver en estos casos se denominan de *Maxwell-Stefan*.

#### Flujo turbulento.

Si el flujo que se estudia es turbulento, *ANSYS FLUENT* computa la difusión másica como se indica en la Ecuación 3.10.

$$\vec{J}_i = - \left( \rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (3.10)$$

donde  $Sc_t$  es el número turbulento de *Schmidt* que se define en la Ecuación 3.11 y suele tener un valor por defecto de 0,7.

$$Sc_t = \frac{\mu_t}{\rho D_t} \quad (3.11)$$

donde  $\mu_t$  es la viscosidad turbulenta, y  $D_t$  es la difusividad turbulenta.

### Transporte de especies en la ecuación de la energía.

Para una multitud de flujos mezclados, el transporte de entalpía debida a la difusión de especies (3.12)

$$\nabla \cdot \left[ \sum_{i=1}^n h_i \vec{J}_i \right] \quad (3.12)$$

puede tener un efecto significativo en el campo de entalpías y no debe ser despreciado. En particular, cuando el número de Lewis (3.13)

$$Le_i = \frac{k}{\rho c_p D_{i,m}} \quad (3.13)$$

de alguna especie es lejano a la unidad, despreciar este término puede conllevar errores significativos. Por ello *ANSYS FLUENT* incorpora este término por defecto. En la Ecuación 3.13,  $k$  es la conductividad térmica de la especie.

### 3.4.4. Condiciones de contorno.

Se entiende por condiciones de contorno las zonas que delimitan el dominio de cálculo y la geometría. En ellas se imponen los valores que toman determinadas propiedades relevantes del problema, y de esta forma queda definida una solución única de las ecuaciones de Navier-Stokes. Generalmente, todos los códigos de cálculo permiten establecer condiciones de contorno similares. A continuación se explican brevemente algunas condiciones de contorno relevantes que *ANSYS Fluent*<sup>®</sup> ofrece y que son utilizadas en la resolución del presente trabajo.

#### *Pressure far field*

Esta condición de contorno se aplica en los casos en los que se tienen condiciones atmosféricas, o cualquier otro caso en el que se encuentra el flujo en movimiento libre.

Se han de proporcionar los valores de temperatura, presión y a partir de estos se extrapola la velocidad real en cada una de las celdas, según cual sea la orientación de éstas.

Como esta condición de contorno no diferencia entre flujo saliente o entrante, es el propio programa el que a nivel computacional calcula el valor de las variables fluidas tomándolo directamente del valor de las mismas en la condición de contorno (si es flujo entrante en el dominio) o extrapolándolo de su valor en las celdas adyacentes (si es flujo saliente del dominio).

#### *Velocity Inlet*

Se trata de una condición de contorno en la cual se impone la velocidad de entrada del fluido en la región que delimita, así como su dirección. En este caso la presión se reconstruye de la de las celdas adyacentes por medio de un algoritmo de reconstrucción de gradientes mientras que la temperatura estática y otras variables de carácter turbulento

de han de determinar de forma concreta para toda la condición de contorno.

Si en el caso de tener una condición de contorno de este tipo el flujo en lugar de introducirse en el modelo se encuentra saliendo de él, se modelara de la misma manera teniendo en cuenta las componentes de la velocidad que se encuentren en esta frontera con respecto a los ejes de coordenadas del modelo.

Este tipo de *inlet* se utiliza para flujos supersónicos.

### ***Pressure Inlet***

En este caso la velocidad se calcula en base a otros parámetros según la Ecuación 3.14.

$$|v_f| = \sqrt{2C_p(T_{tf} - T_f)} \quad (3.14)$$

donde  $C_p$  es el calor específico del material que pasa por esta condición de contorno,  $T_{tf}$  es la temperatura total del mismo y  $T_f$  es la temperatura estática.

Se deberá indicar la dirección del módulo de la velocidad si se desea. Por otra parte, la presión total se ha de especificar a lo largo de la superficie en cuestión. Este tipo de *inlet* se utiliza para flujos subsónicos.

### ***Pressure outlet***

Pese a que su denominación incluye explícitamente la palabra *outlet*, esta condición de contorno se puede imponer a cualquier caso en el que la presión en la frontera es conocida, independientemente de si en ese punto el flujo se encuentra saliendo del dominio de cálculo o entrando en él.

Se trata de una condición de contorno muy empleada ya que resulta muy sencillo calcular y medir cual es la presión en un punto de forma experimental para luego situar este valor en la simulación por CFD.

En este tipo de condición de contorno se ha de tener especial cuidado en que no aparezcan celdas en las cuales el gradiente de presión no sea lo suficientemente fuerte como para que por ellas el fluido se encuentre saliendo del dominio, situación en la cual se dará un aviso de recirculación en la consola indicando la cantidad de celdas sobre las que está ocurriendo este efecto.

### ***Wall***

Las paredes son condiciones de contorno impermeables al flujo incidente. Pueden ser internas o externas. Además de las condiciones físicas con respecto al fluido, se pueden incorporar también condiciones con respecto al modelado de los flujos de energía, de forma que se puede asignar una pared de tipo adiabático, imponer un flujo de calor desde la pared hacia el exterior o una mezcla de las condiciones anteriores. En este caso la presión se interpola de las celdas adyacentes mientras que la temperatura dependerá de cómo se haya modelado la pared en términos energéticos.

### ***Symmetry***

Es utilizada en problemas donde el comportamiento del flujo y las propiedades geométricas son iguales a ambos lados de un plano de simetría, que divide el dominio en dos subdominios idénticos. Con esta condición se reduce el esfuerzo en el modelado y el tiempo de cálculo, ya que los resultados se extrapolan a ambos subdominios.

### ***Axis***

Se trata de una particularización bidimensional de la condición de contorno *symmetry*. Se utiliza en cuerpos de revolución que puedan ser analizados como axisimétricos. El resultado del modelado se extrapola de forma radial desde el *axis*.

### ***Interface***

Cuando se tiene dos regiones fluidas sobre las que existen condiciones muy diferentes, es conveniente simularlas con respecto a 2 modelos distintos de Física, por lo que entre ellas hay que situar una condición de contorno que exprese que las variables de una región pueden ser transportadas a las de la otra y viceversa.

Esta es la función que cumplen las *interfaces*, en las cuales se realiza un proceso de interpolación para calcular el valor de las variables en las celdas de uno de los lados a partir del valor de éstas en el otro, ya que no tienen por qué coincidir de forma exacta las celdas una a una.

La Figura 3.9 muestra un ejemplo de una extrusión de un tubo con *interface* en color amarillo separando el tubo propiamente dicho con el codo que viene a continuación. Como se observa, se trata de zonas malladas de forma diferente.

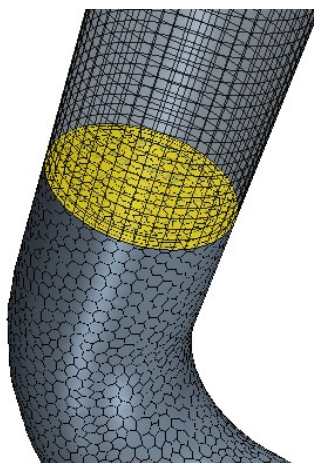


Figura 3.9: Ejemplo de geometría con interface entre dos zonas del dominio. [7]

### ***Interior***

Contrario al *wall*, define una condición de contorno dentro del dominio totalmente permeable al fluido. Se utiliza para delimitar distintas regiones volumétricas fluidas dentro

del dominio, Esta capacidad de macrodiscretización es útil para simplificar el manejo del dominio.

### 3.4.5. Métodos numéricos de resolución.

*ANSYS Fluent*<sup>®</sup> permite elegir entre dos métodos numéricos de resolución, dependiendo de la variable en la que se basa el cálculo: densidad y presión. Tal y como se indicó en el apartado 3.2.2, el método de discretización que utiliza este software está basado en volúmenes finitos, pero la forma de resolver las ecuaciones de Navier-Stokes discretizadas es diferente en función del método utilizado.

El método de presión se desarrolló inicialmente para flujos incompresibles a bajas velocidades, mientras que el de densidad se usaba mayormente para flujos compresibles a altas velocidades. Sin embargo, ambos se han reformulado de manera que puedan resolver flujos en un amplio rango de condiciones.

En ambos métodos, el campo de velocidades se obtiene de las ecuaciones de conservación del momento. En el enfoque de densidad, la ecuación de continuidad se utiliza para obtener el campo de densidades, mientras que el campo de presiones se determina a partir de la ecuación de estado. Por el contrario, el enfoque de presión permite extraer a solución del campo de presiones de una ecuación de corrección de la presión, obtenida de las ecuaciones de continuidad y del momento.

En cualquier caso, dado que las ecuaciones a resolver están acopladas y no son lineales, el bucle de resolución debe repetirse de forma iterativa hasta alcanzar la convergencia.

#### 3.4.5.1. Métodos de presión.

Existen dos algoritmos posibles dentro del método de presión: segregado y acoplado. La Figura 3.10 muestra los dos esquemas para los algoritmos mencionados del método de presión.



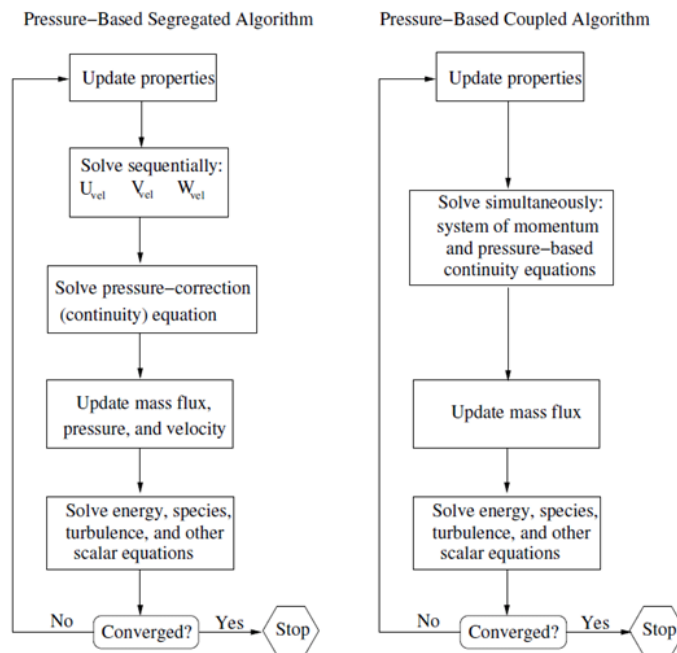


Figura 3.10: Esquema de funcionamiento de los algoritmos del método *pressure based* de *ANSYS Fluent*<sup>®</sup>. Segregado (derecha) y acoplado (izquierda). [1]

Como los nombres indican, el método segregado aborda las ecuaciones de modo secuencial mientras que el método acoplado resuelve las ecuaciones de un sólo paso. Como es de esperar, el método acoplado converge más rápidamente a costa de consumir mayor número de recursos.

### 3.4.5.2. Métodos de densidad.

En caso de utilizar el método basado en la densidad, se resolverá el algoritmo acoplado. Sin embargo, cabe distinguir entre la formulación explícita e implícita en función de cómo se linealicen las ecuaciones. El esquema de este algoritmo se muestra ahora en la Figura 3.11.

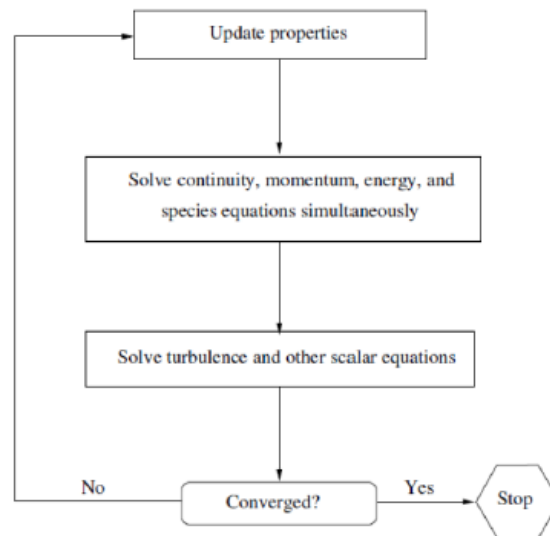


Figura 3.11: Esquema de funcionamiento del algoritmo del método *density based* de *ANSYS Fluent*<sup>®</sup>. [1]

La diferencia entre la formulación explícita e implícita es la manera de comenzar a iterar. La formulación explícita parte de valores conocidos mientras que la implícita utiliza tanto valores conocidos como otros por determinad de las celdas adyacentes, apareciendo una misma incógnita en varias ecuaciones que deberán resolverse de forma iterativa.

### 3.4.5.3. Discretización.

#### ***Espacial***

*ANSYS Fluent*<sup>®</sup> almacena valores discretos de las incógnitas escalares a resolver en el centro de las celdas. Sin embargo, los valores que toman dichas incógnitas en las caras de las celdas son necesarios para los términos convectivos de las ecuaciones de transporte. Estos valores de pared se obtienen mediante un esquema de discretización *upwind*, es decir, a partir de valores centrales de celdas situadas aguas arriba de la actual. *ANSYS Fluent*<sup>®</sup> permite elegir múltiples posibilidades en cuanto a orden de discretización dependiendo de la variable, etc.

#### ***Temporal***

Si los cálculos que se llevan a cabo son estacionarios, es decir, las incógnitas a resolver no dependen del tiempo, no se necesita ninguna discretización temporal. De esta forma tan sólo se podrán estudiar efectos de manera estacionaria y se pierde la información de todo tipo de fenómeno transitorio. La Figura 3.12 se representa el flujo alrededor de un cilindro. los resultados mostrados son aquellos que se obtienen en el límite estacionario del problema, quedando fuera de éste todos aquellos efectos de carácter transitorio, como podría ser la creación de torbellinos de Von Karman aguas abajo del cilindro.

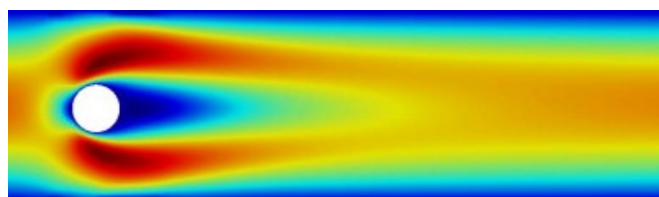


Figura 3.12: Solución estacionaria del flujo alrededor de un cilindro [7].

En el caso de llevar a cabo algún tipo de estudio transitorio, para poder comprender los fenómenos que tienen lugar durante el desarrollo del flujo en el caso estudiado, se deberá tener una discretización temporal del cálculo. Se discretiza el tiempo en diferentes instantes, equiespaciados temporalmente, y en cada uno de ellos se realiza una simulación estacionaria, de forma que una vez convergida se pasa al siguiente instante de tiempo teniendo en cuenta las condiciones fluidas dadas por el instante anterior. La Figura 3.13 muestra el mismo análisis que el de la Figura 3.12, pero en este caso con una discretización temporal transitoria. Se observa que en este caso sí es posible observar, por ejemplo, los torbellinos de Von Karman.

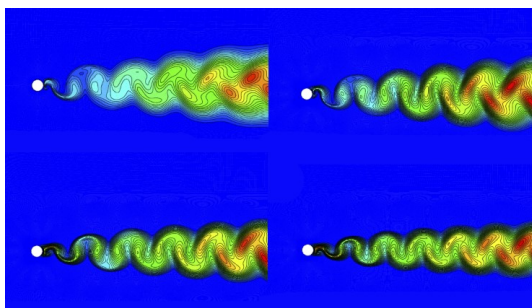


Figura 3.13: Solución transitoria del flujo alrededor de un cilindro [7].

### ***Gradientes***

El gradiente  $\nabla\phi$  de una variable  $\phi$  se utiliza para discretizar los términos convectivos y de difusión en las ecuaciones de conservación. Éste se computa según uno de los siguientes métodos: *Green Gauss node-based* o *Least Squares cell-based*. El primero trabaja bien con mallas no estructuradas al trabajar con los valores de los nodos, mientras que el segundo trabaja bien con mallas estructuradas al basarse en el valor del centroide del elemento.

### **3.4.6. Regiones volumétricas.**

A la hora de realizar el modelo del problema a estudiar, es tan necesario definir las condiciones en las fronteras de las regiones como la naturaleza de las propias regiones en sí.

Ahora se van a detallar los tipos de volúmenes que se pueden definir, y que resultan útiles a la hora del cálculo computacional ya que permiten la macrodiscretización de grandes dominios en los cuales las propiedades no son iguales, simplificando con ello el proceso global.

***Fluid***

Se trata del tipo de volumen más emplead en simulaciones con FLUENT<sup>®</sup> o, y puede contener en su interior cualquier tipo de fluido, tanto líquido como gaseoso, del cual se habrán definido anteriormente sus propiedades en el apartado correspondiente. Esta es una opción útil en el caso de mallas dinámicas, ya que el movimiento del fluido puede repercutir en un movimiento general de la región, o de un objeto, mediante el *6DOF Solver*.

***Solid***

A diferencia de las zonas consideradas como Wall, en las que se produce una interacción con el fluido a su alrededor, las zonas definidas como solido no están incluidas en el cálculo, de forma que se considera que sobre ellas no hay variables fluidas a resolver.

Si se situará una región sólida entre dos regiones fluidas, a la hora de clacular se considerarían independientes entre sí, ya que no hay manera física posible de transportar masa, momento o energía entre ellas a través del fluido. Esto es útil cuando se quieren dividir o juntar partes del dominio.

***Porous***

Para los casos en los que se quiera simular una zona del dominio en la cual se producen fenómenos de filtración, osmosis o porosidad, se ha de seleccionar esta opción.

**3.4.7. Convergencia.**

Una vez que se ha llevado a cabo el cálculo de un determinado problema, esto es, una vez que se ha pasado por la fase de preprocesado y se está ultimando la fase de cálculo, se debe comprobar de que la solución que se ha obtenido es la correcta antes de dar por finalizada también esta fase y pasar a la posterior fase de postprocesado.

La convergencia de la solución es la característica que permite conocer cómo se está desarrollando el cálculo de la misma y como de cerca está una solución fiable, siempre y cuando se haya definido un problema en el que la malla tenga una calidad considerable y la geometría se encuentra bien definida.

Debido principalmente a la no linealidad del sistema de ecuaciones que el programa CFD debe resolver, es necesario controlar el cambio del valor que toman las incógnitas  $\phi$  en cada iteración. Esto se consigue a través del factor de relajación  $\alpha$  de cada variable, según la Ecuación 3.15.

$$\phi = \phi_{old} + \alpha \Delta \phi \quad (3.15)$$

Como se puede intuir, factores de relajación bajos aumentan la estabilidad del cálculo, haciendo a su vez más lento el proceso de convergencia.

La evolución de las variables  $\phi$  en cada iteración, y por tanto el conocimiento del estado de convergencia de la solución global se realiza mediante la representación de monitores

a tiempo real mientras se calcula la solución. A continuación se exponen brevemente los monitores utilizados en simulaciones CFD.

### 3.4.7.1. Monitores.

#### Residuales.

Los residuales muestran como es la variación en cada una de las variables que grafican en función de su valor en la iteración anterior, por lo que si este número es muy inferior a uno se puede considerar que la solución entre una iteración y otra apenas ha cambiado y que por tanto se encuentra convergida. Este criterio suele estar impuesto por el usuario del programa en un valor clásico de  $10^{-3}$ , considerando entonces que las variaciones entre una iteración y la siguiente son despreciables.

Por otra parte, también se considera convergida la solución cuando el valor de los residuales toma un valor constante con las iteraciones, lo que quiere decir que se ha alcanzado un balance entre todos los parámetros del problema.

La Figura 3.14 muestra un ejemplo de los residuales en uno de los cálculos lanzados para el presente trabajo. Como se muestra, al llegar los residuales a cierto valor, se considera convergida la solución y se lanza un cálculo con diferentes configuraciones. En este caso en concreto se trataba del arranque de la tobera.

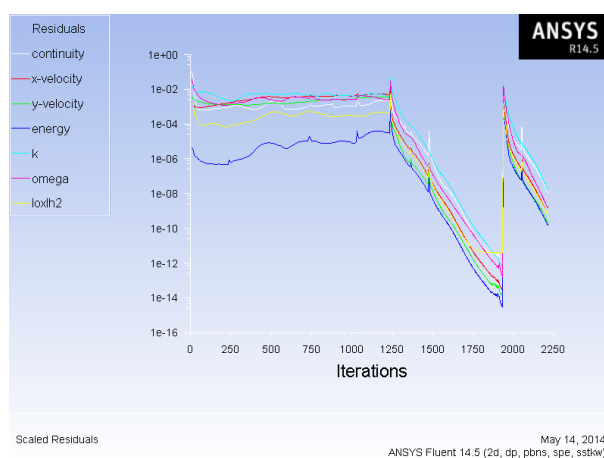


Figura 3.14: Evolución de los residuales en el arranque de la tobera del presente trabajo.

#### Parámetros físicos relevantes.

Cuando los residuales alcanzan valores suficientemente bajos, una de las formas de comprobar si la convergencia de la solución es definitiva es monitorizando de forma paralela algunas de las variables que, dependiendo del caso de estudio, son especialmente relevantes y dan información intuitiva acerca de la convergencia del caso. Un ejemplo clásico de este tipo de monitores es el balance de flujo másico global en todo el dominio que, considerando las fuentes de masa, debe ser nulo.

Cuando las variaciones de estos monitores no exceden el 5% en las últimas 100 iteraciones, se puede considerar que la solución está definitivamente convergida y se ha llegado al final del cálculo. También ocurre que estos monitores oscilan alrededor de un valor de forma indefinida, para el cual caso también se suele considerar convergida la solución.

La Figura 3.15 muestra un ejemplo de la evolución del monitor del gasto másico global en el dominio de cálculo. Como se observa pese a diversas oscilaciones finalmente se estabiliza en torno al valor nulo.

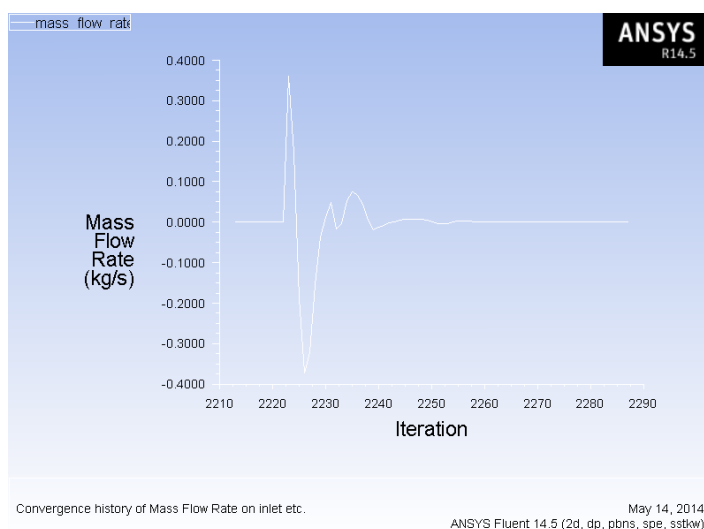


Figura 3.15: Evolución del gasto másico global en el dominio para una de las fases de arranque de la tobera del presente trabajo.

### 3.4.7.2. Problemática numérica.

#### Error numérico.

Cada algoritmo numérico tiene sus propias formas de cuantificar y medir el error que se comete a medida que se van realizando las iteraciones, por lo tanto no se puede hablar de forma genérica de este tipo de error si no que se debería realizar un análisis pormenorizado del caso concreto que se está tratando. Por otro lado, resulta prácticamente imposible evaluar la validez de los modelos físicos implementados en el software, así como la comprobación de un código tan complejo como el que se usa a tal efecto, si no se parte de una simulación experimental equivalente a la que se está simulando.

Por ello la validación de los resultados de CFD pasa de forma obligada por la comparación de los resultados con experimentaciones *reales* del mismo caso de estudio.

#### Difusión numérica.

En algunas ocasiones los residuales se hayan tan bajos que se podría considerar que la solución se encuentra convergida y sin embargo, un análisis pormenorizado de los mismos muestra cómo iteración tras iteración sus valores fluctúan en torno a un valor medio,

repetiendo el patrón indefinidamente.

La causa de estas fluctuaciones periódicas está en el error de difusión numérica, que es uno de los más importantes a tener en cuenta en el cálculo de CFD.

Esta difusión tiene carácter artificial y excesiva, esto es, tiende a sobrevalorar en cada celda el valor real de la viscosidad o la conductividad, provocando que las capas de corriente, las fuerzas viscosas asociadas a la turbulencia o a la pared, la evolución de la presión a lo largo del dominio de cálculo o la conversión entre diferentes tipos de energías no se lleve a cabo correctamente.

Existen 4 causas fundamentales para la presencia de esta fuente de error:

- Caracterización de los términos conectivos.
- Celdas con alta relación de aspecto (skewness).
- Linealización de las ecuaciones.
- Truncamiento de términos.

Con todo esto aparece el error de difusión numérica, que es inherente a las simulaciones por CFD y que se puede minimizar empleando mallas de alta calidad, modelos potentes de simulación y tratamiento con doble precisión.

En cualquier caso, ser capaces de conocer y caracterizar este error permite tenerlo en cuenta para la presentación de los resultados, recordando de que serán siempre una aproximación, aunque realista, de la realidad.





# 4

## Estudio CFD bidimensional de la tobera aerospike del motor cohete *XRS – 2200*.

### Contenidos

<b>4.1. Introducción.</b>	<b>83</b>
<b>4.2. Descripción de la geometría de la tobera.</b>	<b>83</b>
<b>4.3. Descripción del dominio de cálculo.</b>	<b>87</b>
<b>4.4. Descripción de la discretización del dominio.</b>	<b>88</b>
<b>4.5. Estudio de independencia.</b>	<b>95</b>
4.5.1. Independencia de la malla.	95
<b>4.6. Configuración de los casos.</b>	<b>101</b>
4.6.1. Preproceso.	102
4.6.2. Cálculo.	111
4.6.3. Postproceso.	112
<b>4.7. Estudios realizados.</b>	<b>112</b>
4.7.1. Análisis del proceso de arranque del motor cohete.	112
4.7.2. Análisis de un ascenso de la tobera SL - 22 km.	113
4.7.3. Análisis de los efectos de flujo secundario en la base del <i>spike</i> .	114
4.7.4. Análisis de la expansión ante actuación de geometría variable.	114



## 4.1. Introducción.

Como ya se ha comentado el objetivo a nivel de cálculo de este trabajo es conseguir caracterizar e identificar el patrón de flujo que se produce en una tobera de límites aerodinámicos de tipo aerospike en configuración lineal.

Cabe comentar que para poder llevar el motor cohete a las condiciones de funcionamiento para así poder obtener la solución del flujo a través de la tobera, debe llevarse a cabo el proceso de arranque del mismo. Como es lógico, este proceso transitorio posee una dependencia con el tiempo que debe ser implementada. Este tipo de resoluciones conllevan un alto coste computacional y temporal que puede ser reducido si se simplifica la metodología. Lo que se ha realizado en el presente trabajo ha sido generar una serie de cálculos estacionarios (invariables en el tiempo) sucesivos que simulan el incremento de presión en la cámara de combustión de manera “discretizada” en el tiempo a modo de muestreo. Cada una de las soluciones estacionarias para las presiones intermedias se considera por tanto un lapso de tiempo de la solución transitoria real.

A lo largo de este capítulo se expondrá por tanto el estudio bidimensional de la tobera. Se comenzará describiendo la geometría generada, para pasar a la definición del dominio en el que se colocará para ser calculada. A continuación se expondrá el método de discretización utilizado. Ya se tendrá todo lo necesario para poder configurar el problema. Por último, se realizará un estudio de independencia tanto del dominio de cálculo como del número de elementos de la malla generada para asegurar que la solución que se obtiene es válida.

## 4.2. Descripción de la geometría de la tobera.

La tobera que se va a estudiar es la del motor cohete *XRS – 2200*. Se trata de una tobera de límites aerodinámicos de tipo aerospike en configuración lineal, compuesta por 20 células con cámara de combustión independiente, garganta circular y sección de salida rectangular, que expulsan los gases a un cuerpo central común que se halla truncado en su extremo. La Figura 4.1 muestra un esquema transversal de la misma con algunas magnitudes dimensionales.

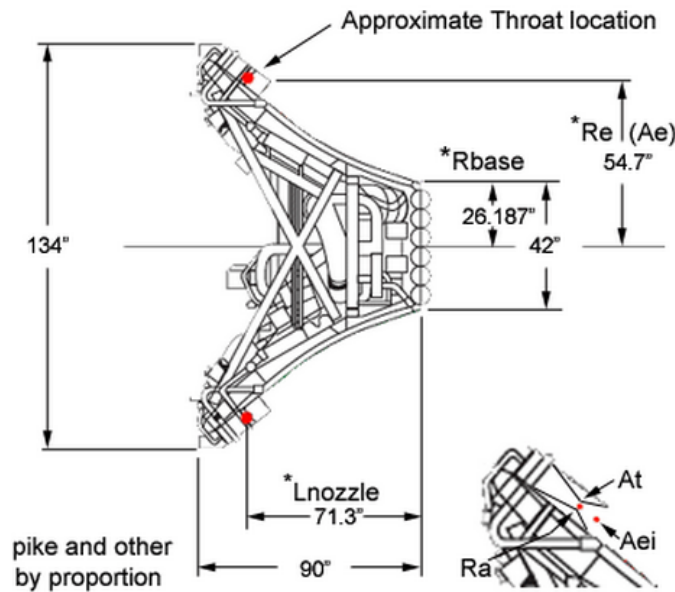


Figura 4.1: Esquema de la geometría de la tobera aerospike del motor cohete XRS – 2200. [12]

En el software Aerospike® de AeroRocket® [12] se proporcionan ciertas relaciones entre áreas y valores relevantes que ayudan a definir la geometría. La Figura 4.2 muestra los datos que proporciona dicho software para la geometría que se estudia.  $A_{ei}$  se corresponde con el área de salida de la parte divergente de la tobera (área de la sección de salida cuadrada),  $A_t$  se corresponde con el área de la garganta de la tobera (área de la sección circular) y  $A_e$  se corresponde con el área desde el labio de la parte divergente hasta el eje de simetría del aerospike.

**- Aerospike Nozzle Data**

Thruster exit area ratio [ $A_{ei}/A_t$ ]	3.5	Chamber temperature	5400.
Aerospike expansion ratio [ $A_e/A_t$ ]	58	Chamber pressure	8.570E+3
Ratio of specific heats for exhaust	1.26	Aerospike thrust	2.522E+6
Gas constant of exhaust [ $R_{gas}$ ]	715929.21	Ramp base radius [ $R_{base}$ ]	26.187
Aerospike pressure ratio [ $P_c/P_a$ ]	100000.	CF - Thrust coefficient	1.821
Thruster internal circular radius [ $R_a$ ]	5	CF - Vacuum thrust coefficient	1.822
Radius to lip of cowl [ $R_e$ ]	54.7	Isp - Specific Impulse	454.7
Aerospike length from origin [ $L_{nozzle}$ ]	71.3	Isp - Vacuum specific impulse	454.83

Figura 4.2: Datos de la tobera aerospike del motor cohete XRS – 2200 (Sistema de unidades Imperial). [12]

Pese a que los datos de áreas relativas o longitudes son dadas por el software mencionado, la parte más crítica de este tipo de aerospikes es la forma que tiene la rampa del cuerpo central del mismo.

El método que se ha elegido para la implementación de la geometría en el software ha sido la superposición de líneas tipo *spline* sobre el propio esquema de la geometría de la Figura 4.1 mediante AutoCAD®.

La Figura 4.3 muestra cómo a partir de el propio croquis importado y correctamente escalado se han superpuesto las líneas que delimitan el contorno del cuerpo central o *spike*.

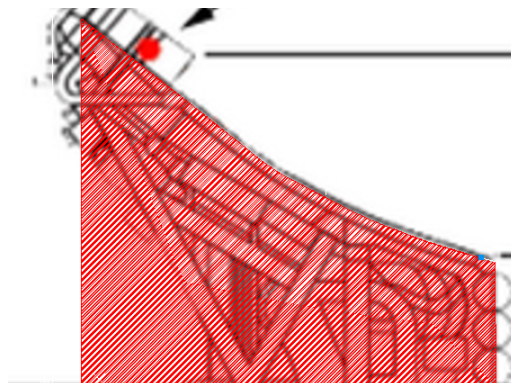


Figura 4.3: Superposición y obtención de la geometría del cuerpo central del aerospike.

A continuación lo que se realiza es obtener las coordenadas de un número de puntos suficiente de los contornos como para poder definir con precisión la curva a la que pertenecen. Este tipo de operaciones carecen de dificultad con *software* como AutoCAD®.

En cuanto a la parte de la tobera con el convergente-divergente, se ha realizado la misma operación pero en este caso para poder obtener las dimensiones de la misma. Con esto y siendo coherente con las relaciones de áreas dadas en la Figura 4.2, es posible dibujar una tobera que se asemeje a la real. Las dimensiones que finalmente se han utilizado es una garganta de  $1,656in$  de diámetro, y una salida del divergente de  $5,194in$  de lado. La longitud del tramo desde la garganta hasta el final del divergente mide un total de  $3,71in$ . El criterio que se ha seguido es dejar el labio de la parte divergente paralelo a la dirección principal del flujo, de esta manera, el flujo a partir del bloqueo de la tobera podrá expandirse hasta seguir esta dirección.

La Figura 4.4 muestra la geometría final que se ha podido obtener a partir del croquis y los datos proporcionados.

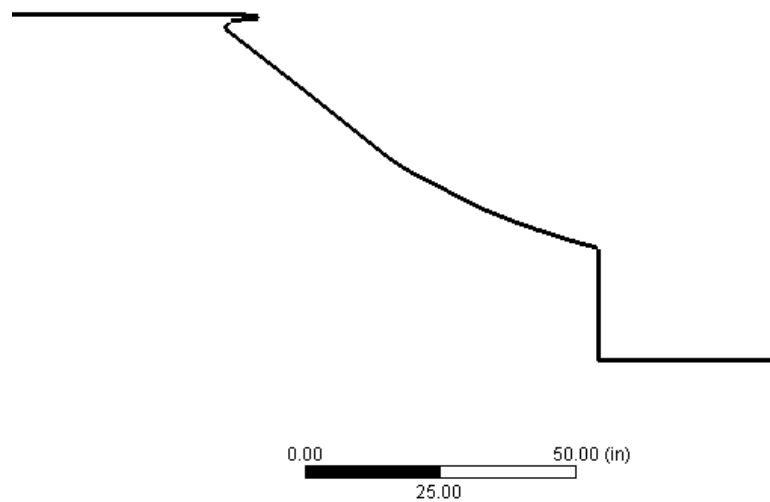


Figura 4.4: Forma final del aerospike generado.

Como se observa, tan sólo ha sido posible construir una geometría que representa la parte divergente de la tobera así como el cuerpo central o spike. Pero por otra parte se debía simular también la parte convergente de la tobera de forma que se dieran las condiciones de bloqueo en la garganta de forma coherente a lo que ocurre en la realidad. Puesto que lo que se debe cumplir es una relación de áreas suficientemente grande para conseguir bloquearla, así como un flujo uniforme a su llegada a la garganta, lo que se realizó fue una sección convergente de forma cónica con una relación de áreas de aproximadamente 147 : 1. La Figura 4.5 muestra una imagen de la forma que tiene dicho convergente.

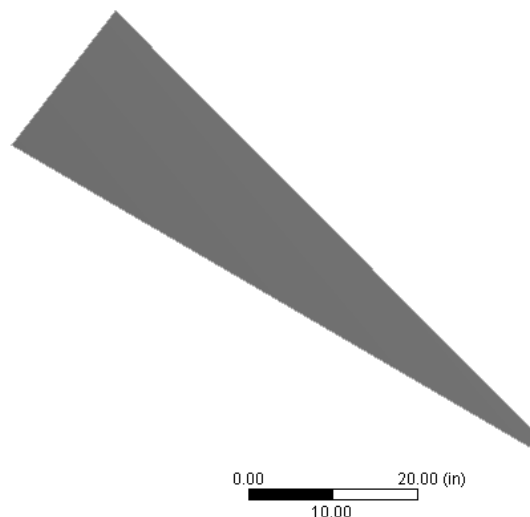


Figura 4.5: Forma de la parte convergente de la tobera.

Sus dimensiones están claramente sobredimensionadas, y por tanto entrarán en conflicto con otras partes del dominio a calcular, tal y como muestra la Figura 4.6. Pero esto se ha realizado porque se tenía el conocimiento de que era posible calcular casos con geometrías superpuestas siempre que formasen parte de dos partes claramente diferenciadas para

el *software*. Posteriormente, cuando el cálculo esté convergido, esta zona convergente ya habrá realizado su función y podrá ser desactivada para mostrar los resultados sin ser perturbados.

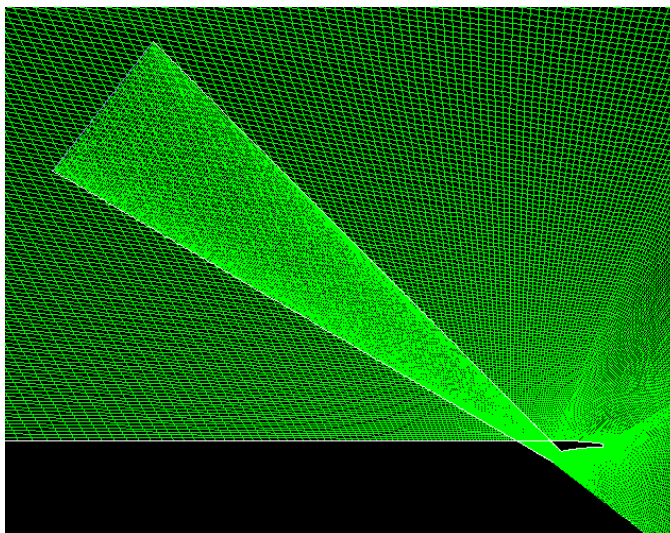


Figura 4.6: Conflicto entre la parte convergente y el resto del dominio

Cabe comentar que la unión de ambas partes se realiza completando dos sencillos pasos. Por una parte, se deben definir los dos contornos de unión como *interior* de forma que sean totalmente permeables al flujo que los atraviesa y no generen ninguna perturbación al mismo.

### 4.3. Descripción del dominio de cálculo.

Tal y como se comentó en el Apartado 3.3.2.1, para el tipo de problemas con una dirección del flujo predominante, trabajan muy bien las formas de dominio con forma de anfiteatro. En este caso se ha optado por este tipo de formas para instalar la tobera en su interior.

Como se ha dicho en el apartado anterior, teniendo en cuenta la simetría de la tobera que se estudia, y con tal de disminuir el coste computacional del caso, se ha generado tan sólo media geometría. De la misma manera se generará tan sólo la mitad del dominio para después duplicarlo a modo de espejo y obtener la solución total. La Figura 4.7 muestra la forma real del dominio utilizado.

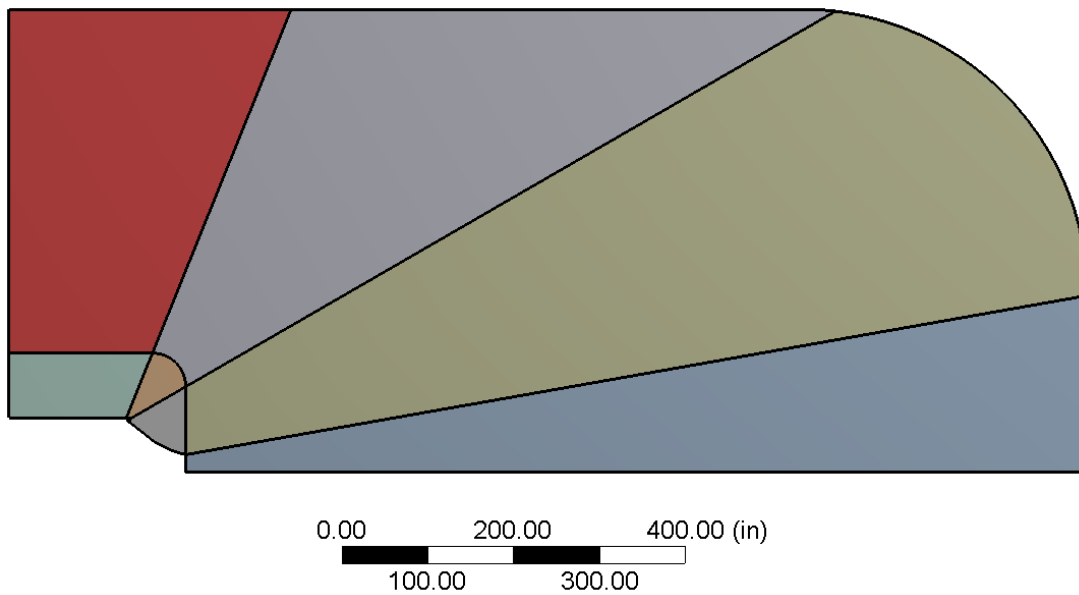


Figura 4.7: Forma elegida para el dominio de cálculo de la tobera. Escala en Sistema de Unidades Imperiales.

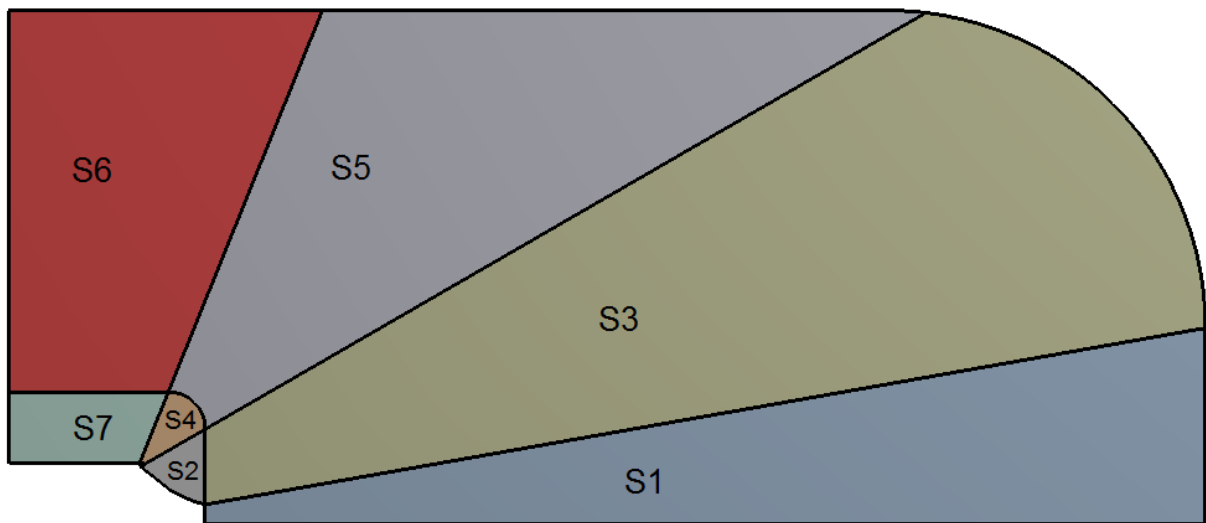
En cuanto a las dimensiones del dominio, se han utilizado unas proporciones similares a las utilizadas en [5] para asegurar que en los límites del mismo el flujo se haya imperturbado por la tobera. En consecuencia, si la tobera mide  $90 \text{ inch.}$  de largo como muestra la Figura 4.1, el dominio medirá en total 14 veces más, es decir, aproximadamente  $1256 \text{ in.}$  Por otra parte, si la mitad de la tobera que se ha dibujado tiene una altura de  $67 \text{ in.}$ , el dominio generado tendrá una altura total 8 veces mayor, es decir, de aproximadamente  $540 \text{ in.}$

#### 4.4. Descripción de la discretización del dominio.

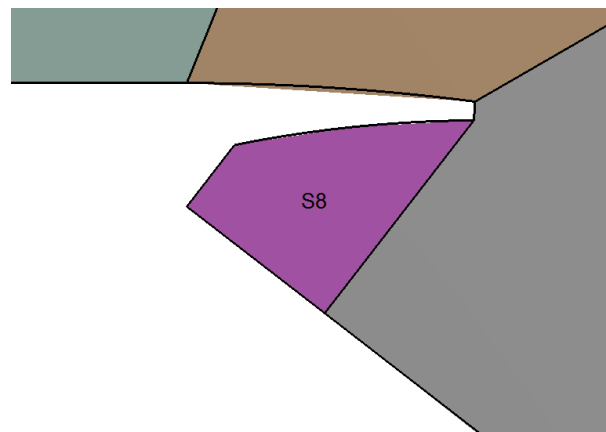
Una vez se tiene tanto la geometría de la propia tobera, como el dominio de cálculo donde se haya para poder ser resuelto el problema que se desee, el siguiente paso es discretizar el dominio de forma óptima. Esto, como ya se ha comentado en apartados anteriores se debe realizar atendiendo al compromiso existente entre precisión y exactitud de los cálculos y coste temporal y computacional.

En este problema, con una dirección del flujo predominante e impuesta por la propia configuración del mismo, es recomendable hacer uso de lo que se denomina *malla estructurada*. Se trata por tanto de dividir la totalidad del dominio en bloques que se asemejen lo máximo posible a cuadriláteros para discretizar cada uno de ellos de forma relativamente independiente con elementos cuadriláteros. Para el dominio generado, se han podido diferenciar un total de 8 zonas diferentes que serán malladas con características diferentes. En la Figura 4.8 se puede ver las 8 zonas de mallado, donde *S8* se muestra en una figura a parte por no apreciarse correctamente en la primera.





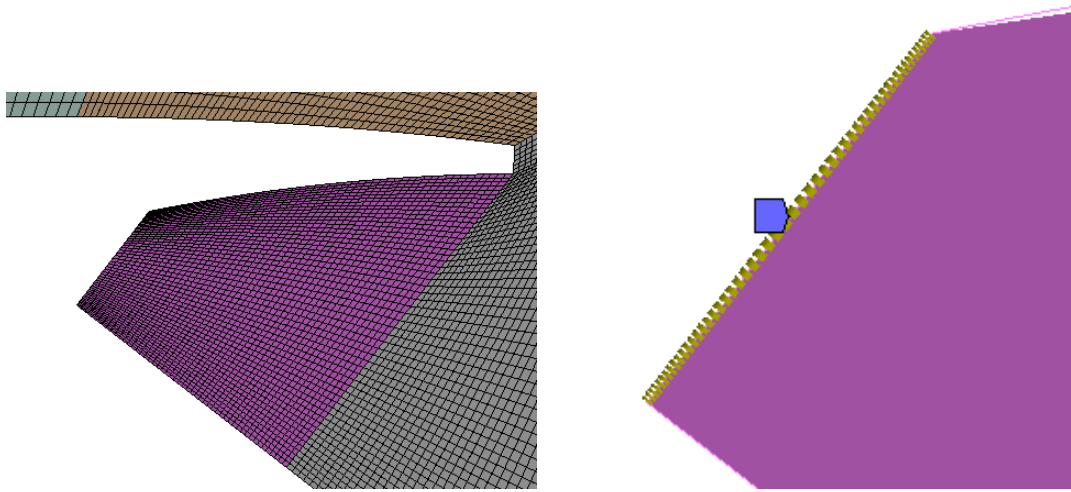
(a) 7 primeras zonas de discretización.



(b) Última zona de discretización correspondiente a la parte divergente de la tobera.

Figura 4.8: Subdivisión del dominio para la discretización.

Como se ha dicho, se procederá a discretizar cada una de las zonas diferenciadas haciendo uso de la herramienta *Mapped Face Meshing* del paquete *Mesher* de *ANSYS*. Mediante esta herramienta se asegura que todos los elementos de cada cara (que se corresponde con cada una de las zonas diferenciadas) son cuadriláteros, obteniendo una forma estructurada de la malla. Además de esto, se hará uso de las herramientas de *Edge Sizing* y *Bias Factor* con tal de determinar por un lado el número de elementos de discretización en cada zona, y por otro la organización de dichos elementos cerca o lejos de cada contorno. Con esta última herramienta se conseguirá refinar por ejemplo aquellas zonas cercanas a la pared donde la capa límite tiene la máxima influencia, y ahorrar precisión en las zonas lejanas a la tobera donde las perturbaciones son pequeñas y es posible discretizar con una malla gruesa. La Figura 4.9 muestra un claro ejemplo de la utilización de las herramientas comentadas para la discretización de la zona convergente de la tobera, así como del aumento de precisión en las zonas cercanas a la pared.



(a) Ejemplo de una malla estructurada en el (b) Efecto del uso de *Bias Factor* en la pared. divergente de la tobera.

Figura 4.9: Utilización de las herramientas *Mapped Face Meshing* y *Bias Factor* en el mallado de una de las zonas del dominio de cálculo.

Debido a que los elementos de este tipo de mallas son cuadriláteros, es normal encontrarse con problemas en algunas zonas del dominio en las cuales este tipo de elementos no se acoplan bien a las formas. Bajo este tipo de problemas, una de las posibles soluciones es cambiar de tipo de mallado a un no-estructurado, o bien forzar que elementos de tipo cuadriláteros se adapten a estas formas mermando en cierto modo la calidad de la malla. Esto es lo que ha ocurrido en la zona del labio de la tobera (zona *S2*) donde, como se muestra en la Figura 4.10, el labio de la tobera produce cierta deformación de las celdas (aunque aceptable). Para poder forzar este tipo de mallado se han utilizado las opciones de *Specified Sides* y *Specified Ends* dentro de la herramienta *Mapped Face Meshing*. Como se observa se deben seleccionar los vértices de la zona para forzar la entrada de elementos cuadriláteros.

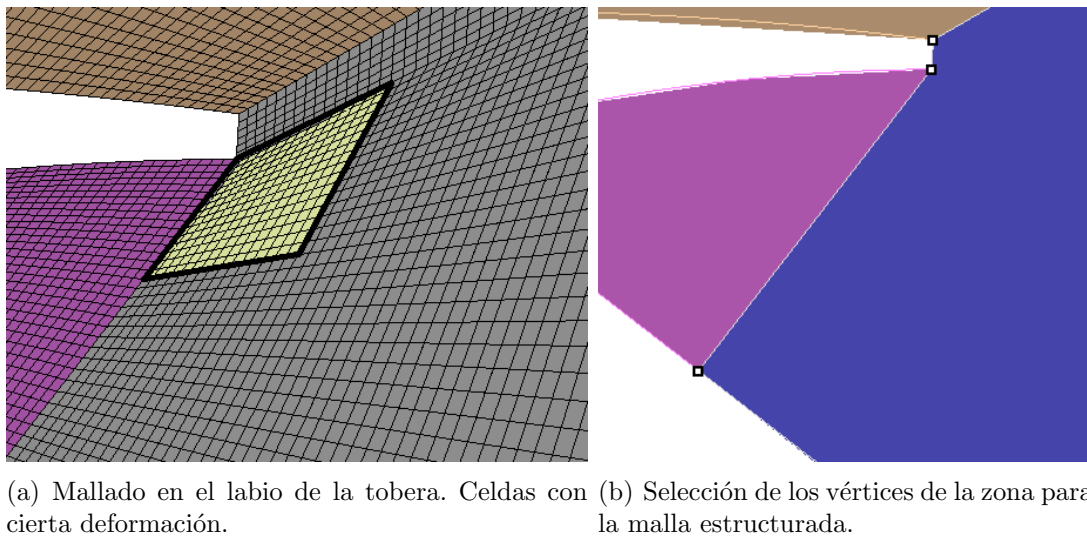


Figura 4.10: Detalles de mallado en la zona del labio de la tobera.

Por último y como se ha comentado, el número de elementos así como al tamaño de los mismos (controlado por el *Bias Factor*) aumenta a medida que se discretizan zonas más alejadas de la tobera. El aspecto general de la parte divergente de la tobera y el dominio de cálculo es el que se muestra en la Figura 4.11.

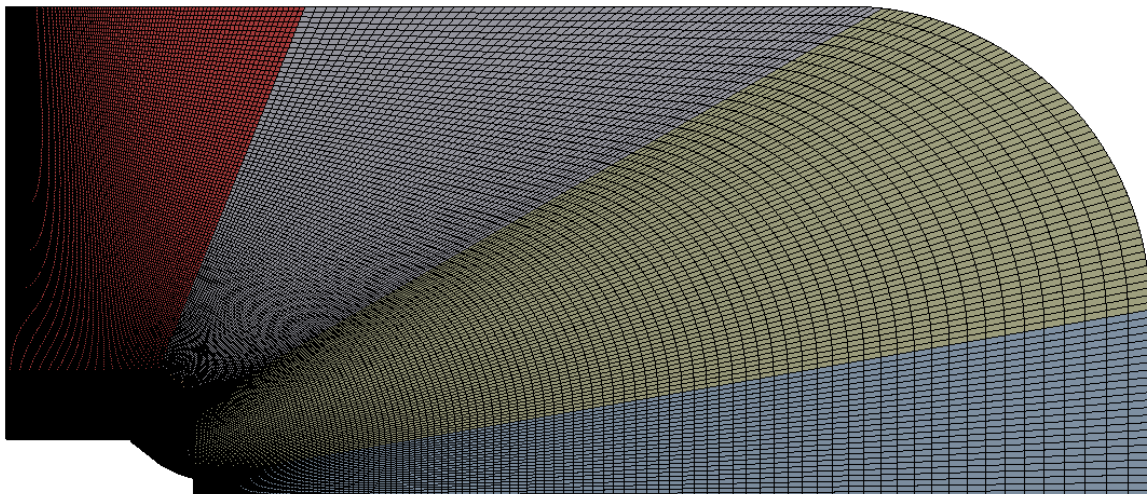


Figura 4.11: Aspecto final de la discretización del dominio de cálculo.

En cuanto a la parte convergente de la geometría, que se ha mallado a parte, se ha tenido especial cuidado con el contorno correspondiente a la garganta de la tobera, ya que será en esta línea donde se unirá al resto de la malla, y es muy importante que no existan discontinuidades entre las dos mallas, para así obtener un mejor resultado. Esto es fácil de conseguir, y basta con utilizar el mismo número de elementos y el mismo *Bias Factor*

para que las celdas conicidan. Además, será recomendable activar la opción *Hard* para que obligatoriamente el comportamiento de ambas mallas al llegar a la garganta sea idéntica. La Figura 4.12 muestra cómo queda la malla estructurada en la parte convergente de la tobera. Por su parte, la Figura 4.13 muestra un detalle de la unión perfecta entre ambas mallas.

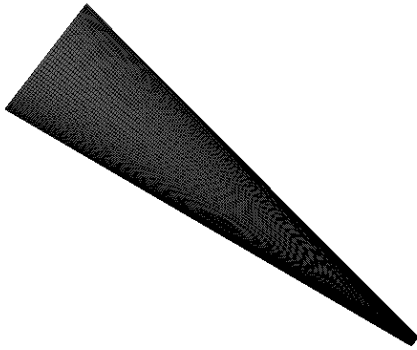


Figura 4.12: Malla de la parte convergente de la tobera.

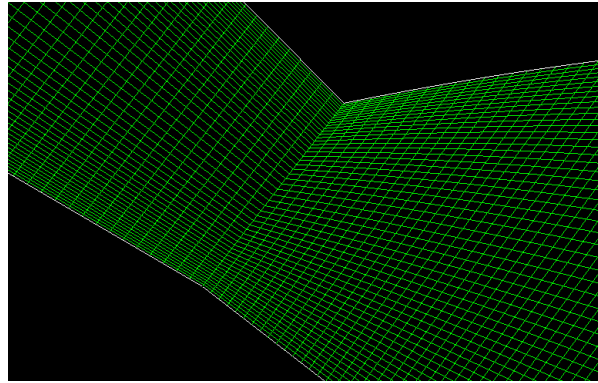


Figura 4.13: Detalle de la unión de las dos partes mallas.

Cabe comentar que la unión de las mallas pertenece a la siguiente fase del problema (se realiza en *FLUENT*) y será comentado entonces.

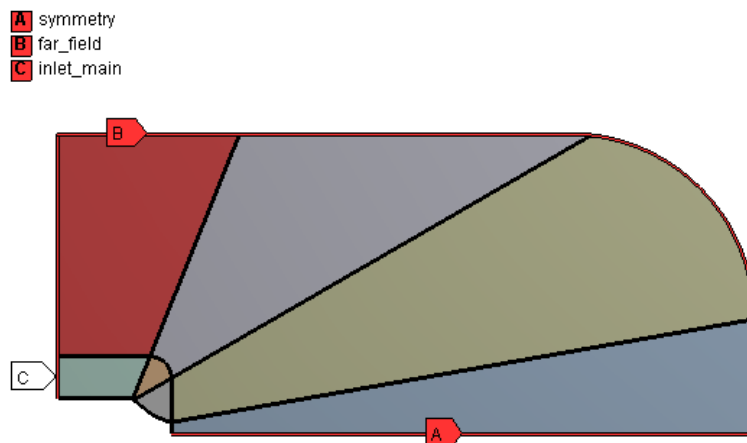
El resultado es una malla de **73200** elementos con una buena calidad. Los índices estadísticos recogidos en la Tabla 4.1 lo demuestran. Se apunta que el índice *Skewness* toma valores  $[0, 1]$  denotando mayor calidad cuanto más cercano al 0, el *Aspect Ratio* debe estar por debajo de 40, y la *Orthogonal Quality* debe tener un mínimo mayor a 0,01.

Índice	Valor	
<i>Skewness</i>	Mínimo	2,666
	Máximo	0,711
	Media	0,188
<i>Aspect Ratio</i>	Mínimo	1
	Máximo	9,022
	Media	2,055
<i>Orthogonal Quality</i>	Mínimo	0,446
	Máximo	0,999
	Media	0,937

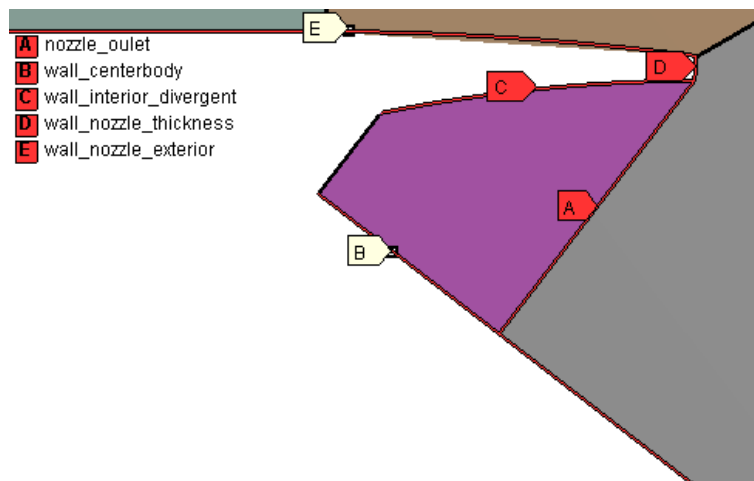
Tabla 4.1: Índices estadísticos de calidad de la discretización.

El último paso a realizar al discretizar el dominio es nombrar aquellas zonas que tienen un papel importante a la hora de resolver el caso en *FLUENT*, ejemplos de esto son los *inlet* del flujo, las paredes de la tobera *wall*, etc. El nombre que tienen estas denominaciones es *Named Selections*, y se realizan en el *Mesh*.

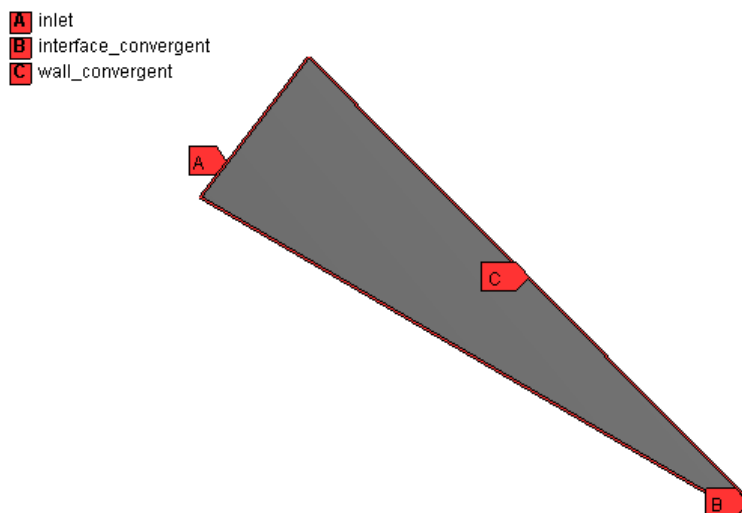
Debido a que se han mallado dos zonas diferentes de forma independiente, se tienen numerosas *Named Selections* que se resumen en la Figura 4.14.



(a) *Named Selections* en los límites del dominio.



(b) *Named Selections* en el divergente de la tobera.



(c) *Named Selections* en el convergente de la tobera.

Figura 4.14: *Named Selections* en la geometría

Cabe destacar de entre ellas la condición de *interior* a las caras que posteriormente se van a unir para resolver el caso. Este tipo de condición, como ha sido comentado en el Capítulo 3, es totalmente permeable al paso del fluido y no causa perturbación. Como se verá a continuación, es una de las condiciones necesarias para poder unir y fusionar ambas geometrías en una sola.

## 4.5. Estudio de independencia.

Una vez se tiene el dominio totalmente discretizado con una malla que tiene buenas características estadísticas, es necesario comprobar y verificar su buen funcionamiento con el caso de estudio del presente trabajo. Al analizar un caso mediante métodos numéricos, la solución se calcula en base a la discretización realizada. Como es lógico, una discretización más fina se acerca más a una solución continua, y por lo tanto a una simulación más cercana a la realidad. Sin embargo, llega un punto en el refinamiento de las mallas en el que una malla más fina no supone unos resultados más precisos (y por tanto diferentes) a los anteriores. Es admisible trabajar con discretizaciones que consuman menor cantidad de recursos computacionales ofreciendo iguales resultados. En este apartado se comprueba precisamente esto con la malla que se ha utilizado.

### 4.5.1. Independencia de la malla.

Se analiza un caso resuelto y con una solución convergida de la tobera de estudio. Bajo esta solución, se realizarán refinamientos de malla en función de los gradientes que se han producido en cuando a número de Mach en la zona fluida. Esto supone sin lugar a dudas una mejor resolución del caso en las zonas de refinamiento. Lo que se va a comprobar es que esta mejor discretización en zonas críticas no varía el resultado de diferentes magnitudes que aquí se tomarán como índices de independencia.

Los índices que se analizarán serán los siguientes:

- Gasto másico a través de la sección de salida del divergente de la tobera.
- Número de mach máximo en la sección de salida del divergente de la tobera.

Se realizarán sobre la malla inicial adaptaciones basados en gradientes del número de Mach bajo tolerancias de 0,01 tanto para refinamiento como para engrosamiento de celda. Esto se realizará un total de 4 veces para poder comprobar con claridad la independencia de la solución.

#### 4.5.1.1. Caso inicial. Malla original.

La Figura 4.15 muestra la distribución de celdas en las zonas donde *a posteriori* se producirán refinamientos relevantes y visibles.

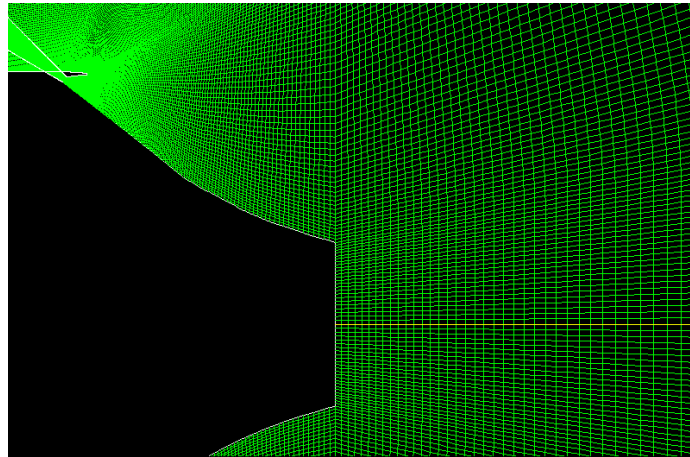


Figura 4.15: Aspecto original de la malla antes del refinamiento.

Bajo estas condiciones, las magnitudes originales de los índices de independencia se resumen en la Tabla 4.2.

Índice de independencia	Valor
<i>Máx. Mach number</i>	2,3726482
<i>Mass flow rate</i>	-113,85236
Número de elementos	<b>89400</b>

Tabla 4.2: Índices de independencia. Caso original

#### 4.5.1.2. Primer refinamiento.

La Figura 4.16 muestra la distribución de celdas bajo el primer refinamiento por gradientes de número de Mach.

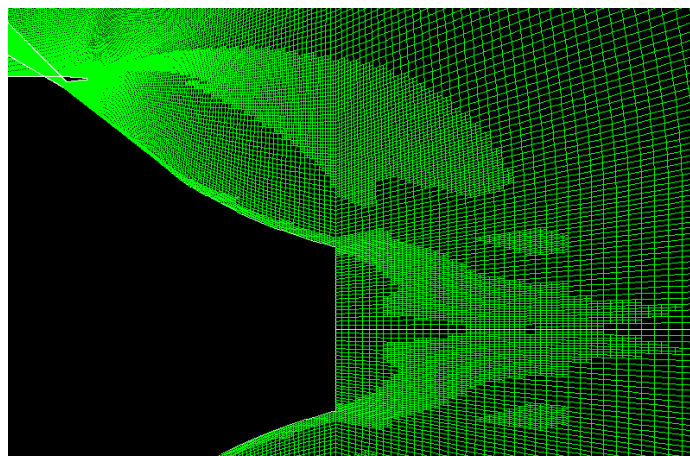


Figura 4.16: Aspecto de la malla tras el primer refinamiento.

Bajo estas condiciones, las magnitudes de los índices de independencia se resumen en la Tabla 4.3.



Índice de independencia	Valor
<i>Máx. Mach number</i>	2,374315
<i>Mass flow rate</i>	-113,77845
Número de elementos	<b>98559</b>

Tabla 4.3: Índices de independencia. Primer refinamiento

#### 4.5.1.3. Segundo refinamiento.

La Figura 4.17 muestra la distribución de celdas bajo el segundo refinamiento por gradientes de número de Mach.

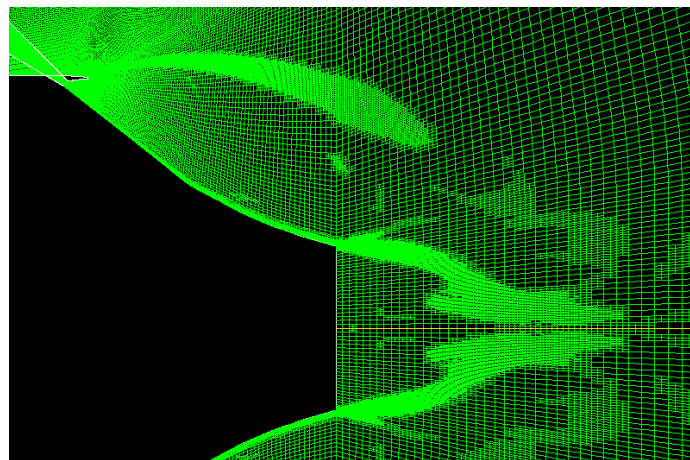


Figura 4.17: Aspecto de la malla tras el segundo refinamiento.

Bajo estas condiciones, las magnitudes de los índices de independencia se resumen en la Tabla 4.4.

Índice de independencia	Valor
<i>Máx. Mach number</i>	2,3743048
<i>Mass flow rate</i>	-113,71386
Número de elementos	<b>110640</b>

Tabla 4.4: Índices de independencia. Segundo refinamiento

#### 4.5.1.4. Tercer refinamiento.

La Figura 4.18 muestra la distribución de celdas bajo el tercer refinamiento por gradientes de número de Mach.

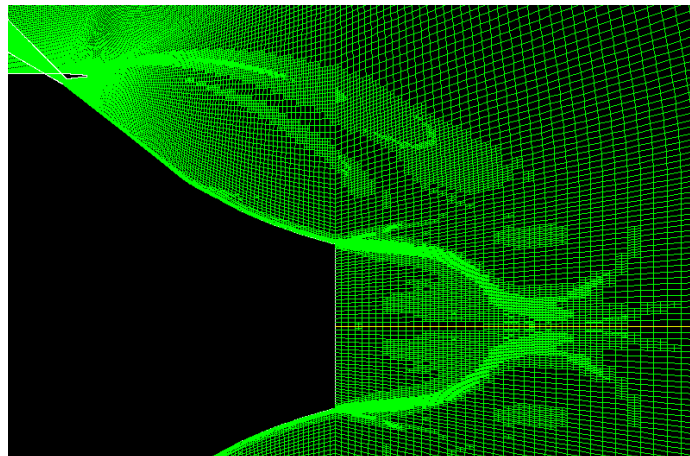


Figura 4.18: Aspecto de la malla tras el tercer refinamiento.

Bajo estas condiciones, las magnitudes de los índices de independencia se resumen en la Tabla 4.5.

Índice de independencia	Valor
<i>Máx. Mach number</i>	2,3745072
<i>Mass flow rate</i>	-113,69447
<b>Número de elementos</b>	<b>102669</b>

Tabla 4.5: Índices de independencia. Tercer refinamiento

#### 4.5.1.5. Cuarto refinamiento.

La Figura 4.18 muestra la distribución de celdas bajo el cuarto refinamiento por gradientes de número de Mach.

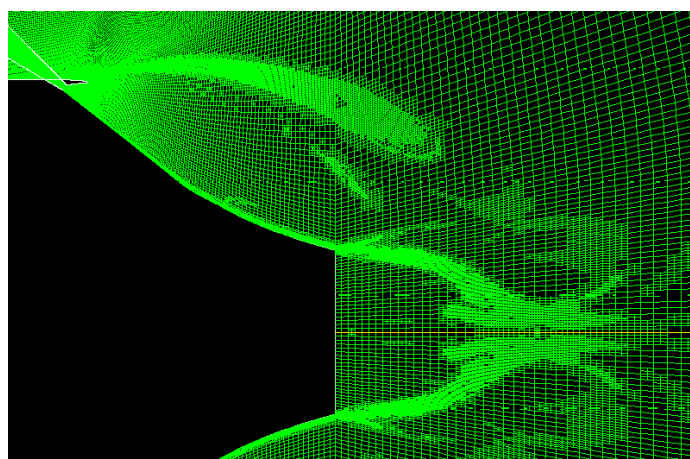


Figura 4.19: Aspecto de la malla tras el cuarto refinamiento.

Bajo estas condiciones, las magnitudes de los índices de independencia se resumen en la Tabla 4.6.

Índice de independencia	Valor
<i>Máx. Mach number</i>	2,3743529
<i>Mass flow rate</i>	-113,73966
Número de elementos	<b>110550</b>

Tabla 4.6: Índices de independencia. Cuarto refinamiento

#### 4.5.1.6. Conclusiones

La Tabla 4.7 resume los valores de los índices de los cuatro refinamientos realizados.

Índice de independencia	Original	1° Ref.	2° Ref.	3° Ref.	4° Ref.
<i>Máx. Mach number</i>	2,3726482	2,374315	2,3743048	2,3745072	2,3743529
<i>Mass flow rate</i>	-113,85236	-113,77845	-113,71386	-113,69447	-113,73966

Tabla 4.7: Índices de independencia.

A simple vista se observa que los índices de independencia toman valores muy similares a pesar del refinamiento llevado a cabo. En concreto, se puede afirmar lo siguiente:

- Llevando a cabo un refinamiento la solución varía aproximadamente un **0,07 %**.
- Llevando a cabo dos refinamientos la solución varía aproximadamente un **0,06 %**.
- Llevando a cabo tres refinamientos la solución varía aproximadamente un **0,07 %**.
- Llevando a cabo cuatro refinamientos la solución varía aproximadamente un **0,07 %** para el número de Mach máximo y un **0,03 %** para el gasto másico.

También es conveniente observar cómo queda el patrón de flujo en la tobera ante los sucesivos refinamientos realizados ya que, en última instancia, este es el objetivo del presente trabajo. La Figura 4.20 muestra la evolución del patrón de flujo en cada refinamiento realizado a la malla.

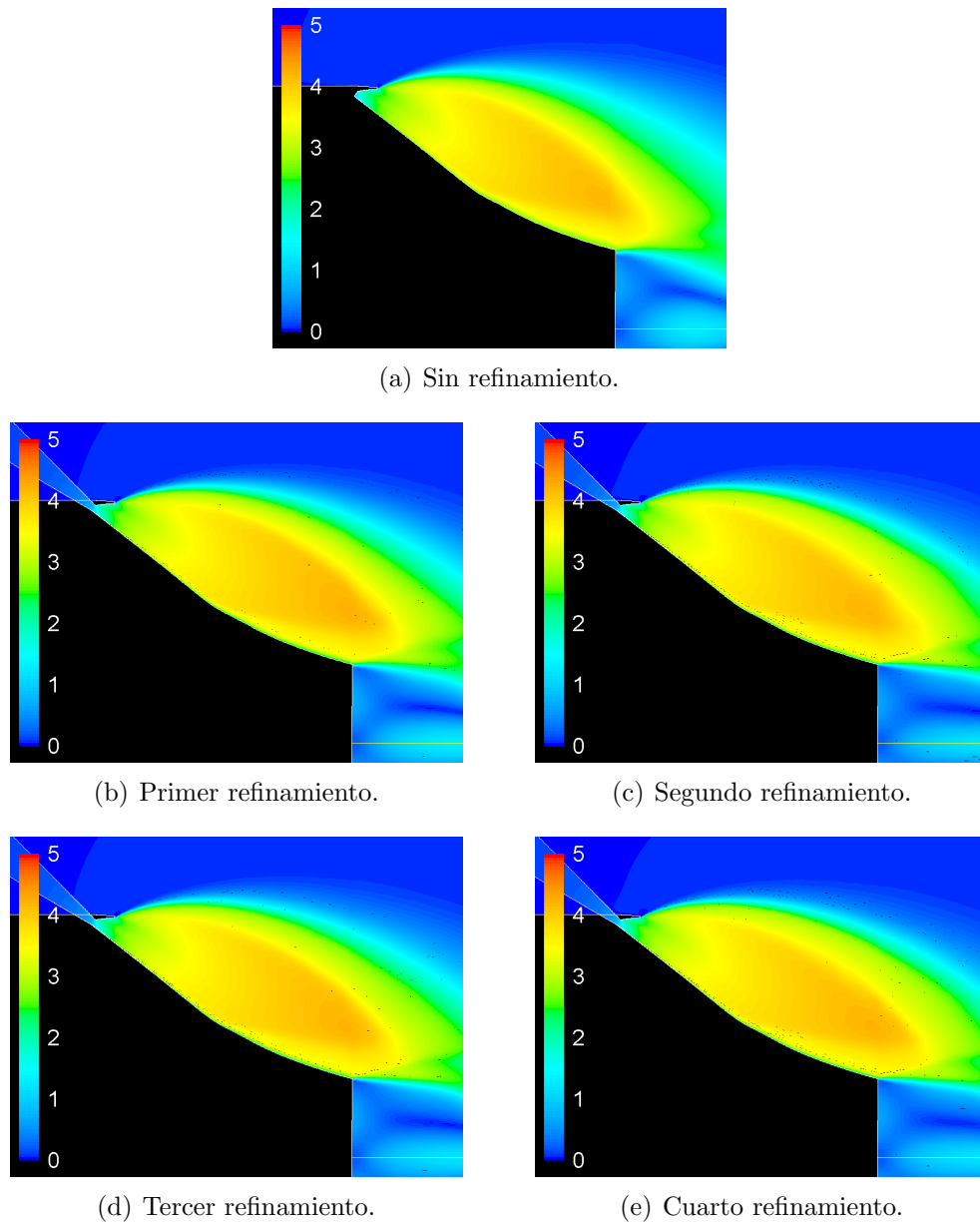


Figura 4.20: Contornos del número de Mach para diferentes refinamientos de malla.

Pese a que la geometría del patrón es el líneas generales similar, se observan diferencias en la longitud axial de la zona de expansión del aerospike. Por otra parte, el comportamiento del flujo en la esquina de unión de la rampa y de la base del spike es diferente para los distintos refinamientos, haciéndose más recta respecto la dirección del eje del spike.

Además, se han extraído dos distribuciones de magnitudes relevantes en zonas clave del aerospike, para observar su cambio a en las diferentes iteraciones de remallado. La Figura 4.21 muestra la distribución del número de Mach a la salida de la zona divergente de la célula de expansión. Asimismo, la Figura 4.22 muestra la distribución de la presión estática a lo largo del eje de simetría del dominio para los diferentes refinamientos.

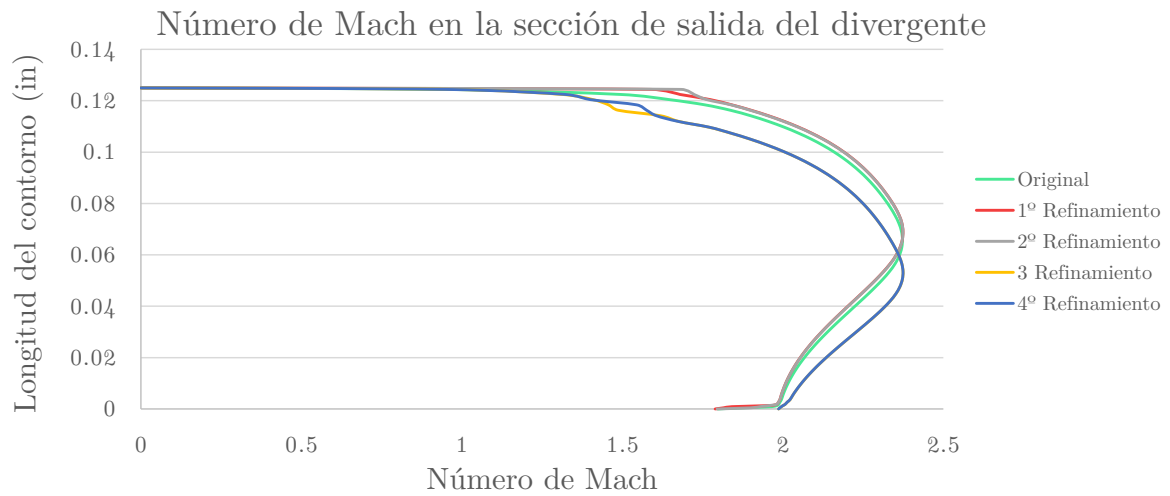


Figura 4.21: Número de Mach a la salida para diferentes refinamientos.

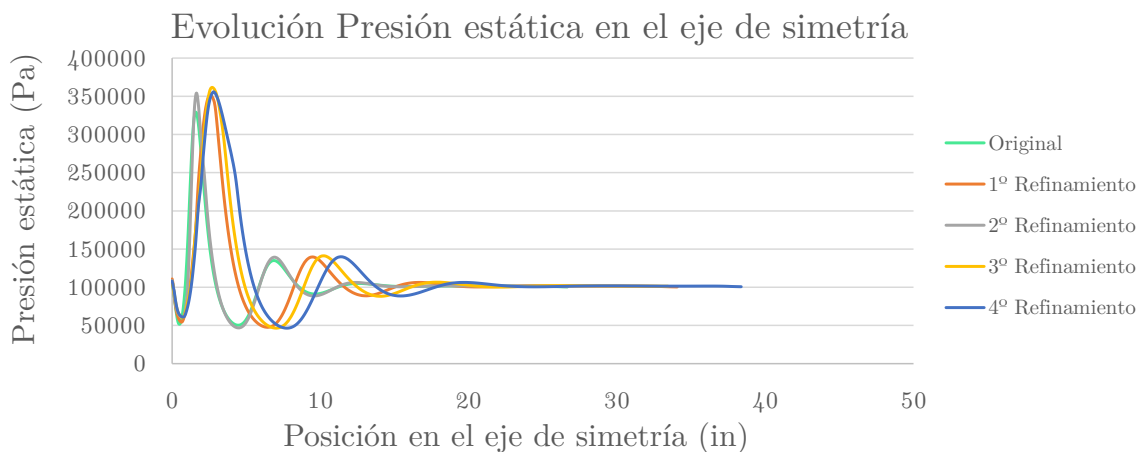


Figura 4.22: Presión estática a lo largo del eje de simetría del dominio.

Se observa cómo los dos últimos refinamientos siempre obtienen resultados más parecidos a los dos primeros. Sin embargo, puesto que las estructuras del flujo que calcula la malla original son válidas y se ajustan a la precisión que se requiere en el presente trabajo, se considera que la malla original es suficientemente fina como para permitir abordar los objetivos de este trabajo con éxito.

## 4.6. Configuración de los casos.

Una vez se ha completado la definición de la geometría de estudio, el dominio de cálculo donde se va a calcular, y una vez se ha discretizado de la manera óptima para el tipo de

problema a resolver, se está en disposición de comenzar el estudio exhaustivo de la tobera.

El primer estudio que se ha llevado a cabo es el arranque *pseudo*-estacionario del motor cohete que, como se ha dicho anteriormente, es una manera de simular el arranque del motor con un menor coste computacional.

A continuación se exponen por tanto todos los pasos a realizar con tal de completar el arranque del motor con éxito, definiendo cada una de las variables relevantes para simular las condiciones que se desean.

#### 4.6.1. Preproceso.

En este primer apartado se presentan los pasos comunes a cualquier estudio realizado. En ellos se importa el dominio de cálculo, se definen los materiales que van a fluir por el mismo, y se desglosan las condiciones de contorno que se van a utilizar.

Se lanza el programa bajo las opciones de *Double Precision* bidimensional. El número de procesadores con el que se trabajará en paralelo depende de la CPU donde se lance el cálculo. De forma general, en el presente trabajo se han usado o bien 2 si se trabaja con el portátil personal, o bien 8 si se lanza el cálculo en el *cluster* “*cmt500*” del departamento.

##### 4.6.1.1. Importación del dominio de cálculo.

Antes de comenzar a definir las condiciones bajo las cuales se resolverá la tobera, es necesario importar al solver *FLUENT* la malla de todo el dominio que va a calcular.

Como se ha comentado en apartados anteriores, se dispone de dos mallas diferentes correspondientes a la parte convergente de la tobera y al resto del dominio. El primer paso es por tanto unirlos.

Esto se realiza bajo la suposición de que las zonas a unir ya se han definido correctamente como *interior* (se recuerda que al importar mallas a *FLUENT* las *Named Selections* son reconocidas y el tipo de contorno es automáticamente configurado). Se utiliza la herramienta *Mesh*→*Zone*→*Append Case File...* y se selecciona la malla de la parte convergente. Posteriormente se selecciona *Mesh*→*Merge...* y se seleccionan las dos *interior* correspondientes a la garganta de la tobera. Con este proceso se consigue unir ambas geometrías y que el solver la considere una sola.

##### 4.6.1.2. Configuración del solver.

Para resolver el presente problema, el siguiente paso a realizar en el software de *FLUENT* es definir el tipo de resolución que se quiere realizar.

#### Tipo: *Pressure-Based*.

En primer lugar se debe seleccionar el tipo de solver entre *Pressure-Based* y *Density-based*. Pese a que se está trabajando con flujos a gran número de Mach (transónico y

supersónico), se selecciona el método de *Pressure-Based* por ser más rápido y no trabajar mal tradicionalmente con este tipo de flujos.

#### **Formulación de la velocidad: *Absolute*.**

Puesto que se está estudiando un caso donde el fluido en la mayor parte del dominio carece de rotación, se elige la formulación absoluta.

#### **Tiempo: *Steady*.**

Puesto que el arranque que se va a efectuar es *pseudo*-estacionario, las derivadas temporales de las ecuaciones se anulan.

#### **2D Space: *Planar*.**

Se estudia un aerospike que no es axisimétrico, sino que es simétrico. Por esto el espacio bidimensional se deja con la opción *Planar*. Debido a que ya se ha definido correspondientemente el contorno del eje de la tobera con el nombre *Symmetry*, el programa reconoce automáticamente que se trata de un problema simétrico.

#### **4.6.1.3. Modelos.**

A continuación *FLUENT* requiere que se le especifiquen qué modelos y qué ecuaciones debe resolver en el dominio. Esto, como es lógico, depende de qué fenómenos se quieran estudiar en el problema que se analiza.

En primer se deberá activar la *Ecuación de la Energía* ya que, como se verá a continuación, la definición de los gases incluye la densidad como *gas ideal*. Esta condición activa automáticamente la Ecuación de la Energía.

Por otra parte, en cuanto al modelado de la viscosidad del fluido, se activa el modelo *k- $\omega$*  de 2 ecuaciones con la opción “SST” que se conoce que trabaja bien en problemas de estudio de toberas por otros proyectos realizados [8]. Se activa la opción de *Compressibility Effects* debido a la gran velocidad del flujo que se estudia y se deja el resto de parámetros por defecto.

Por último se debe activar el transporte de especies para modelar la interacción entre el aire atmosférico. Para ello, en el modelo *Species*, se activa la opción *Species Transport*. Al especificar las propiedades de la mezcla, se deben especificar el número de especies volumétricas y el material, que se define a continuación. A partir de la definición de especies volumétricas, será muy sencillo especificar cuánta fracción volumétrica de cada especie atraviesa las condiciones de contorno pertinentes, como se verá más adelante.

#### **4.6.1.4. Materiales.**

En este apartado es muy importante dejar bien definidas las propiedades con las que va a trabajar el solver en lo referente a materiales involucrados.

Puesto que en la definición de la geometría la parte sólida del dominio ha sido eliminada con tal de minimizar el coste computacional (ya que no se desea modelar ningún tipo de transporte de calor entre fluido y sólido), tan sólo se define el fluido que atraviesa la zona *Fluid* del dominio.

Como se ha dicho, se va a definir el fluido de trabajo a partir de la fracción volumétrica que ocupa en cada lugar una mezcla de especies entre aire atmosférico y gas producto de la combustión. Es preciso por tanto definir las propiedades del gas producto de la combustión.

### **Definición del producto de la combustión.**

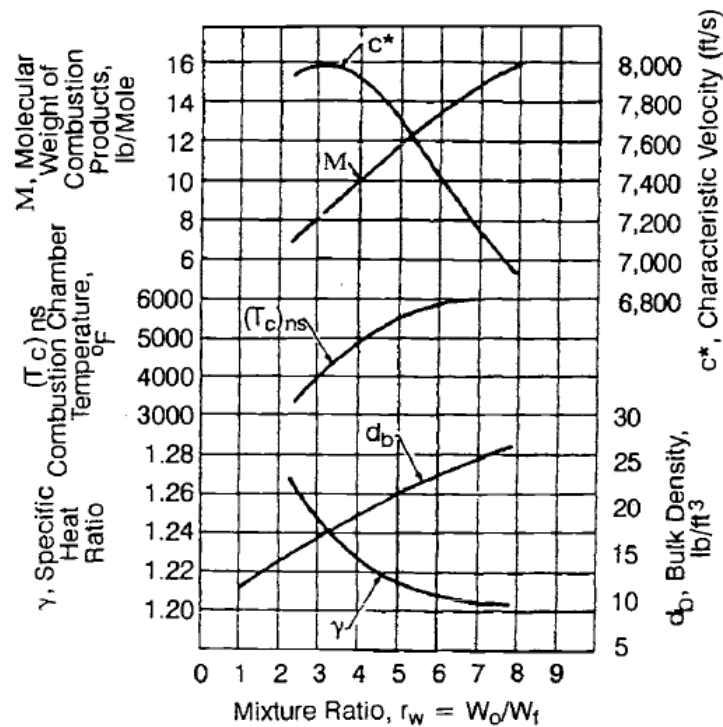
Puesto que se está analizando un motor cohete químico, los productos de la combustión no tienen las mismas propiedades que el aire atmosférico exterior. Tal y como se indica en la Tabla 1.1, el combustible que utiliza el motor cohete *XRS - 2200* es una mezcla de oxígeno e hidrógeno líquido. Se considera para el resto de la resolución que en las condiciones de funcionamiento a las que se va a llegar el ratio entre oxígeno e hidrógeno es el máximo; es decir, 6.

Es necesario por tanto conocer cuales son las propiedades termodinámicas de este producto de la combustión, para que la simulación sea lo más aproximada a la realidad posible (ya que otra opción sería por ejemplo simular la tobera operando únicamente con aire).

En la bibliografía del presente trabajo se puede encontrar información de modelos teóricos que calculan las propiedades del gas producto de la combustión para diferentes tipos de combustible. Estas correlaciones teóricas se apoyan en desarrollos termoquímicos que trabajan con el calor producido en la reacción del propelente en combinación con el aumento de entalpía de los gases producto de la combustión.

La Figura 4.23 obtenida de [4] muestra las correlaciones de algunas características del gas en función del ratio de mezcla entre oxidante y propelente.





**Fig. 4-4 Theoretical O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> combustion data. Frozen composition; (p<sub>c</sub>)<sub>ns</sub> = 800 psia.**

Figura 4.23: Modelo teórico de combustión O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub>. Válida para presión en cámara de 800 psia. [4]

Como se observa en el pie de la figura, esta correlación teórica es válida para presiones de remanso en cámara de 800 psia, si se coteja el valor de la presión de la cámara de combustión (que se considera de remanso por sus dimensiones), se comprueba que el error producido al utilizar los datos de esta tabla rondan el 6%.

Apoyándose en los datos derivados de la Figura 4.23, se obtienen las siguientes propiedades del producto de la combustión del motor cohete en cuestión, resumidos en la Tabla 4.8.

<b>Propelente</b>	Hidrógeno líquido / Oxígeno líquido	
<b>Ratio de mezcla</b>	6:1	
$\gamma$	1,21	
<b>Densidad aparente</b>	360,421 $kg/m^3$	
<b>Temperatura de la cámara de combustión</b>	3588,7 $K$	
<b>Presión en la cámara de combustión</b>	59,088 $bar$	
<b>Peso molecular</b>	13,5 $gr/mol$	
<b>Constante R del gas</b>	615,887 $J/kgK$	
<b>Calores específicos</b>	$c_v$	2932,795 $J/kgK$
	$c_p$	3548,68 $J/kgK$
<b>Conductividad térmica k</b>	0,0261 $W/mK$	
<b>Viscosidad</b>	$1,34 \cdot 10^{-5} kg/ms$	

Tabla 4.8: Propiedades del producto de la combustión del motor cohete.

Cabe apuntar a los datos de la tabla que, puesto que los productos de la combustión son una asociación de hidrógeno y oxígeno, la conductividad térmica y la viscosidad se corresponden con las del vapor de agua.

### Implementación.

Una vez se tienen las propiedades termodinámicas del fluido de trabajo, se deben introducir en el software.

El primer paso es definir el material que se denomina *loxlh2* en referencia al oxidante y propelente líquido que se utiliza como combustible en el motor cohete. Es necesario especificar el calor específico  $c_p$  y el peso molecular, que figuran correctamente en la Tabla 4.8.

El aire está presente en la base de datos de *FLUENT* por lo que no es necesario especificar ninguna propiedad del mismo.

Se genera una nueva *Mixture* en la que se especifican las especies que entran en juego (*loxlh2* y aire). Las propiedades de la misma son calculadas por el software en relación a las especies que se han introducido. La Tabla 4.9 resume dichas propiedades.

Propiedad	Valor
<b>Densidad</b>	gas ideal
<b>Calor específico <math>c_p</math></b>	Ley de mezcla
<b>Conductividad térmica</b>	0,0454 $W/mK$
<b>Viscosidad</b>	$1,72 \cdot 10^{-5} kg/ms$
<b>Difusividad másica</b>	$2,88 \cdot 10^{-5} m^2/s$

Tabla 4.9: Propiedades de la mezcla aire - producto de la combustión.

Como se observa existen propiedades que no tienen un valor constante dependiendo de la

mezcla.

Se debe destacar la configuración que se realizó para la densidad de la mezcla. Puesto que se trata de un arranque de un motor cohete, los gases de escape que se van a modelar van a pasar de ser totalmente subsónicos a supersónicos (pasando obviamente por condiciones transónicas). Como se verá posteriormente, las fases iniciales del arranque son críticas en cuanto a convergencia de la solución. Esto es así principalmente porque ante magnitudes constantes a lo largo de todo el dominio (producto de la inicialización) se introducen perturbaciones que inestabilizan el cálculo. Puesto que en estas primeras fases del arranque el flujo será totalmente subsónico, es posible simplificar el cálculo a realizar suponiendo una densidad totalmente constante y de esta manera eliminar la Ecuación de la Energía. De esta forma, se consigue comenzar a calcular de manera simplificada soluciones totalmente válidas para, a partir de un número de Mach máximo cercano a la unidad, cambiar la configuración del gas a gas ideal. Con esto se conseguirá que los efectos del Mach en la compresibilidad puedan ser modelados. En definitiva, la densidad tendrá un valor constante definido por la opción *Volume-weighted-mixing-law* hasta que la solución sea compresible, punto en el cual se cambiará a *ideal-gas*.

#### 4.6.1.5. Condiciones del dominio.

En este apartado no se realiza ninguna acción si todo está correcto. Aparecen dos zonas correspondientes al convergente y al resto del dominio configuradas como *fluid* y cuyo material es la mezcla definida anteriormente.

#### 4.6.1.6. Condiciones de contorno.

Este es quizás el apartado más importante dentro del preproceso de un estudio. Aquí se definen las condiciones bajo las que se va a calcular el caso en cuanto a punto de funcionamiento de la tobera, altura a la que se simula la operación, etc.

Puesto que se han definido anteriormente todas las *Named Selections* correspondientes, tan sólo se hace hincapié en aquellas que requieran de manipulación por parte del usuario.

#### *far-field, inlet-main*

Lo que se realiza con ellas es cambiarlas a *pressure-outlet* con tal de poder definir las tan sólo por la presión a la que están sometidas, y no se requiera de magnitudes de velocidad, ya que se va a simular un análisis de la tobera en banco de pruebas. Se determina por tanto una presión constante a lo largo del arranque de 101300 Pa o 1 bar simulando condiciones al nivel del mar. Por otra parte, se deben definir características turbulentas del flujo en estos contornos. La *Energía Cinética Turbulenta* se fija en  $0,0025 \text{ m}^2/\text{s}^2$  y el *Ratio específico de disipación* se fija en  $0,32 \text{ s}^{-1}$ .

#### *inlet*

Este contorno se corresponde con la entrada de la parte convergente de la tobera. Como se sabe, en este punto se puede considerar que las condiciones son las de la cámara de combustión. Por ello, en los parámetros de esta condición de contorno se introducirán

las magnitudes de presión y temperatura de cada fase del proceso de arranque. Cada una de las fases se comentan en el apartado siguiente. Por otra parte, tal y como ocurre con la condición de contorno del *pressure-outlet*, es necesario especificar algunas propiedades turbulentas. De nuevo se cogen unos valores ya testados en problemas similares de [8] y quedan como sigue: *Energía Cinética Turbulenta* =  $2,6m^2/s^2$ , *Ratio específico de disipación* =  $64s^{-1}$ .

#### 4.6.1.7. Métodos de solución.

##### Acomplamiento presión-velocidad.

El primer parámetro a definir es el esquema que seguirá el solver para poder acoplar la velocidad y la presión en el cálculo.

Como ya se ha dicho anteriormente, en el proceso de arranque de la tobera, se va a pasar de tratar un flujo totalmente subsónico y por tanto incompresible hasta flujos supersónicos y por tanto compresibles. Puesto que siempre se está buscando minimizar el coste computacional para conseguir resultados válidos y suficientemente precisos, en este apartado también se va a variar la configuración en la transición incompresible-compresible.

Para la primera fase incompresible del arranque se utilizará el esquema *SIMPLEC* que facilita una rápida convergencia para flujos de este tipo.

Cuando los efectos de compresibilidad sean importantes (Mach cercano a 0,3) se cambiará al esquema *Coupled*.

##### Discretización espacial del dominio.

A continuación se debe definir el orden de los métodos de discretización para las diferentes magnitudes que se calculan.

En cuanto al método de discretización de gradientes, puesto que se ha discretizado con una malla estructurada, se elige el método *Least Squares Cell Based*. Para la presión se deja la opción *Standard*.

Puesto que no se trata de un problema excesivamente complejo en cuanto a fenomenología del flujo, se eligen las opciones de *First Order Upwind* para el resto de magnitudes.

##### Factores de relajación.

Este punto de la configuración del problema difiere dependiendo del esquema de acoplamiento que se haya elegido.

En el caso de utilizar un esquema *SIMPLEC*, se definirán los factores de relajación por defecto, ya que se comprueba que la convergencia es buena y suficientemente rápida.

En el caso de utilizar un esquema *COUPLED*, se define en primera instancia un “número de Courant” entre 3 – 5 dependiendo del caso. Esto es así porque en soluciones estables (correspondientes a presiones en cámara cercanas a las de diseño) un número de Courant

demasiado bajo imposibilita la total convergencia de la solución, además que retarda en alto grado el cómputo de los monitores generados como se verá a continuación. En las primeras fases del arranque un número de Courant alto hace diverger el cálculo. En cuanto a los factores de relajación, se fijan todos entre 0,6 – 0,7 para asegurar la convergencia.

### **Monitores de convergencia.**

Tal y como se comenta en el Capítulo 3, es muy recomendable crear monitores de convergencia que apoyen el criterio dado por los residuales.

En este tipo de problemas de flujo a través de toberas, el monitor clásico que mejor da un orden de magnitud de la cercanía de una solución convergida es el gasto másico global en el dominio. Se define por tanto un monitor de superficies que calcula el *Mass Flow Rate* entre los contornos de *inlet*, *inlet-main*, *pressure-outlet*, es decir, entre la entrada de flujo al dominio y las posibles salidas.

Puesto que se trata de un dominio grande, el cómputo de este índice tarda en ser preciso con las iteraciones. Teniendo esto en cuenta, cobra sentido la afirmación realizada acerca del número de Courant. Las partículas fluidas tienen que llegar a los límites del dominio para poder ser contabilizadas. Cuanto “antes” llegue, antes será válido el monitor.

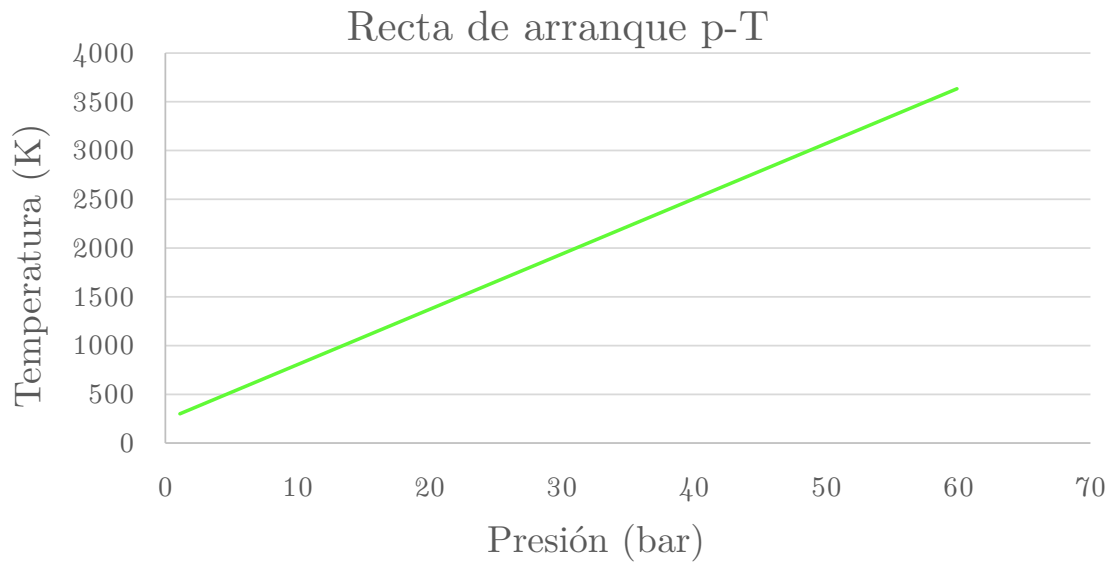
### **Inicialización.**

Tan sólo realizado en la primera fase del arranque, se inicializó la solución en el dominio de forma híbrida.

#### **4.6.1.8. Implementación de las fases de arranque.**

Como se observa en la Tabla 4.8, la presión y temperatura en cámara son, como es lógico, mucho mayores que las atmosféricas a nivel del mar. Puesto que se va a simular la operación de la tobera en primera instancia a esta altitud, es necesario, como ya se ha apuntado, generar los lapsos de tiempo en los cuales se resolverá un caso estacionario, obteniendo en global un arranque *pseudo*-estacionario del motor cohete.

Una de las decisiones que se debieron tomar para definir el arranque fue en qué manera se deseaba aumentar las condiciones de presión y temperatura en la cámara para alcanzar las condiciones de funcionamiento. Finalmente, lo que se realizó es una función lineal  $P_c - T_c$  en la cual se fuesen aumentando ambas magnitudes de igual forma desde las condiciones atmosféricas (1,1 bar, 300 K) a las condiciones reales (59,1 bar, 3588,7 K). La expresión de la recta que se utilizará para definir las fases del arranque se muestra en la Ecuación 4.1 y en la gráfica adjunta.



$$T_c = 0,000567P_c + 237,63 \quad (4.1)$$

donde la presión está en *Pascales* y la temperatura está en *Kelvin*.

Puesto que en las primeras fases del arranque, la solución fluida en el dominio varía altamente, es complicado conseguir una convergencia de la solución con altos incrementos de las condiciones de contorno de entrada al sistema. Por ello, los incrementos iniciales de presión serán muy reducidos y a medida que la presión en cámara se acerque a la presión de diseño se podrá incrementar a mayor ritmo.

En el Apéndice A se encuentra el *script* realizado en *MatLAB* que calcula los pasos de presión y temperatura hasta las magnitudes de diseño. Se observa que primero se llevaron a cabo aumentos manuales para poder visualizar la solución en todo momento y decidir los parámetros que mejor aseguraban la convergencia, para luego aumentar la presión un 5 %, 2 %, 1,5 %. Estos últimos cálculos se lanzaron en el cluster *cmt500*, por lo que fue posible definir pasos pequeños que simularan de forma más cercana a la realidad un arranque *pseudo*-estacionario.

#### 4.6.1.9. Implementación de las fases de ascenso.

De la misma forma que para las fases de arranque del motor cohete se han tenido que realizar cálculos previos para definir los lapsos de tiempo *pseudo*-estacionarios del proceso. En el caso de elevar la altitud del cohete ocurre lo mismo. Concretamente lo que se va a realizar es variar la presión y la temperatura de las condiciones de contorno de *inlet\_main* y *pressure\_outlet* (los límites del dominio) simulando el ascenso.

Puesto que en este caso la tasa variación de estas dos magnitudes no es decidida por el usuario, sino que lleva una cierta correlación según el modelo de atmósfera utilizada,

en este caso se ha optado por utilizar un modelo estándar de atmósfera o *I.S.A.*. Este modelo simula las condiciones atmosféricas desde el nivel del mar hasta una altitud de 20 *km*, con una discontinuidad a los 11 *km* o troposfera, punto a partir del cual la temperatura es constante. Las Ecuaciones 4.2, 4.3 muestran las expresiones para calcular estas magnitudes, donde  $T_0 = 288,15 \text{ K}$ ,  $P_0 = 101325 \text{ N/m}^2$  son las condiciones a nivel del mar [10].

$$P(z) = \begin{cases} P_0 \cdot (1 - 22,57 \cdot 10^{-6}z)^{5,256}; & z < 11 \text{ km}; \\ P_0 \cdot (0,223) \cdot e^{-0,00015788(z-11000)}; & 11 < z < 20 \text{ km} \end{cases} \quad (4.2)$$

$$T(z) = \begin{cases} T_0 \cdot (1 - 22,57 \cdot 10^{-6}z); & z < 11 \text{ km}; \\ T_0 \cdot 0,751; & 11 < z < 20 \text{ km} \end{cases} \quad (4.3)$$

Esta será la manera por tanto de ir disminuyendo presión y temperatura de forma coherente en las condiciones de contorno.

En el Apéndice A se encuentra el *script* realizado en *MatLAB* que calcula los pasos de presión y temperatura hasta las magnitudes a 20 *km* de altitud. Se llevaron a cabo pasos de presión-temperatura muy reducidos puesto que este cálculo, debido a las grandes dimensiones del dominio, tendían a diverger con facilidad. En total fueron 250 pasos para hacer ascender la tobera. Con esto, además de asegurar la convergencia, se obtiene un resultado *pseudo-estacionario* más realista.

#### 4.6.2. Cálculo.

Una vez completada la primera fase que aparece en la Figura 3.1, se está en disposición de proceder al cálculo propiamente dicho de la solución.

En el Apéndice A se encuentra el *script* realizado en *MatLAB* para automatizar el cálculo. Este *script* escribe un archivo *.txt* que sirve como *Journal* para que el *FLUENT* realice sucesivas operaciones de forma automatizada.

A continuación se expone un fragmento del archivo de texto que se utilizó para lanzar la mayor parte del cálculo en el cluster *cmt500* del departamento. Como se observa se trata de una recopilación de los comandos disponibles en el manual “Text Command List” de *FLUENT*. Estos comandos se introducen por consola y son equivalente a controles que se realizan en la interfaz gráfica del programa. La manera de hacer que el software lea este tipo de instrucciones directamente al iniciarse es activar la opción *Use Journal File* y especificar la ruta donde se encuentra.

Archivo de texto

```
/file/read-case /data/groupcfd/PFC_2014/PFC_Diaz_de_Argandona/Recalculo/Recalculo_200000_351.cas
/file/read-data /data/groupcfd/PFC_2014/PFC_Diaz_de_Argandona/Recalculo/Recalculo_200000_351.dat
/define/boundary-conditions/pressure-inlet inlet yes no 300000 no 100000 no 408 no yes yes no 2.6 no 64 no no 1
/solve/set/p-v-controls 3 0.5 0.5
/file/write-case /data/groupcfd/PFC_2014/PFC_Diaz_de_Argandona/Recalculo/RECALCULO_300000_408.cas
/solve/iterate 5000
```

```
yes
/file/write-data /data/groupcfd/PFC_2014/PFC_Diaz_de_Argandona/Recalculo/RECALCULO_300000_408.dat
exit
```

Con tal de comentar lo que se realiza en este fragmento, se leen archivos *.dat* y *.cas* de un caso que ya haya sido resuelto con anterioridad y se tenga la certeza de su buena convergencia. Se varía la condición de *inlet* aumentando la presión de la cámara de combustión y la temperatura según la Ecuación 4.1. Se especifica el valor del número de Courant, se guarda el nuevo fichero *.cas*, se itera un total de 5000 veces y se guardan los datos. Por último es conveniente siempre cerrar el programa para evitar fallos.

Se han utilizado numerosos *scripts* de este tipo para realizar los diferentes cálculos que se han llevado a cabo. A continuación se exponen los diferentes estudios que se han realizado sobre la tobera.

### 4.6.3. Postproceso.

Una vez se tengan los resultados de los cálculos realizados, es clave ser capaz de expresarlos de forma ilustrativa e intuitiva de forma que queden claras las conclusiones, los efectos, las mejoras u optimizaciones que se quieren analizar. Para ello, el propio software de *FLUENT* tiene las herramientas necesarias y suficientes para cubrir los resultados de los cuatro estudios realizados.

Se hará uso de las representaciones de contornos de variables a lo largo de todo el campo fluido, así como de campos de vectores que muestren la dirección y la magnitud de la velocidad del flujo en toda la zona fluida. Estas herramientas se hallan en el apartado de *Graphics and Animations* del programa.

Por otra parte también se hará uso de las representaciones gráficas de alguna variable a lo largo de algún contorno o pared en concreto, para o bien ver la evolución a lo largo del contorno o bien comparar el comportamiento de una variable localmente entre dos casos diferentes. Para ello se hará uso de la herramienta *Plots* del programa.

Por último, también se utilizarán reportes de resultados de algunas magnitudes como bien son el empuje sobre las paredes de la tobera o el gasto másico global en todo el dominio. Para este tipo de resultados se hará uso de la herramienta *Reports* del programa.

## 4.7. Estudios realizados.

### 4.7.1. Análisis del proceso de arranque del motor cohete.

El primer estudio que se ha realizado sobre la tobera de estudio ha sido un arranque *pseudo*-estacionario del motor cohete del que forma parte. Como se ha dicho anteriormente en el presente texto, esta decisión se basa en un menor gasto computacional para llevar a cabo el arranque, obteniendo un resultado final igual a una resolución transitoria.



Puesto que el resto de estudios que se van a llevar a cabo tendrán como punto de partida la solución final del arranque, es un paso clave en el desarrollo del trabajo completo.

Se hace aumentar la presión de la cámara de combustión (implementada como el *inlet* de la parte convergente de la tobera) desde la presión ambiente a nivel del mar a la que se inicializa la solución total hasta la presión en cámara de diseño que figura en la Tabla 1.1.

Una vez arrancado se estudiará el patrón de flujo que se ha obtenido, comparándolo con Las Figuras 2.14 y 2.15.

#### **4.7.2. Análisis de un ascenso de la tobera SL - 22 km.**

Una vez se tiene arrancado el motor cohete, es interesante someter al aerospike a una de las misiones por las que destacan sus especiales características: la compensación de la altitud. De nuevo se realiza un estudio *pseudo*-estacionario para optimizar el coste computacional. Como se ha comentado, pese que el vehículo al que pertenece estaba pensado para realizar misiones a más de 100 *km* de altitud, se hará ascender hasta 20 *km*. Esto es así principalmente por el rango de validez del modelo de atmósfera que se ha elegido (*I.S.A.*). Esto permitirá observar los fenómenos de subexpansión que se producen, y cómo son gestionados por el sistema aerospike.

Como se observará en el apartado de resultados, el estudio del ascenso de la tobera aerospike resultará en un fenómeno peculiar al obtener la evolución del empuje. Con tal de intentar obtener la causa de este fenómeno, se deberá crear una nueva geometría. Consistirá en una rampa del spike prolongada continuando la tendencia de su contorno hasta que la base del mismo sea un 50 % de la original. La forma final del nuevo spike se muestra en la Figura 4.24.

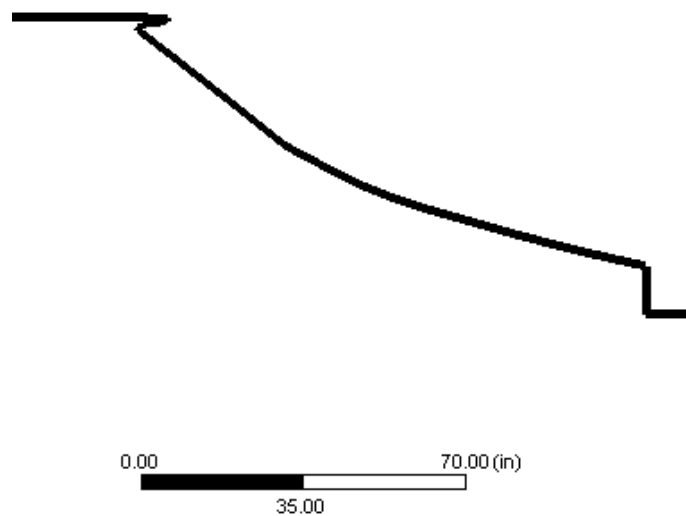


Figura 4.24: Nueva forma del spike para estudio del empuje.

Sobre esta nueva geometría se implementará una malla similar a la de la geometría original, se añadirá la parte convergente de la tobera y se resolverá el ascenso como en el caso original.

#### 4.7.3. Análisis de los efectos de flujo secundario en la base del *spike*.

Otro punto interesante acerca del aerospike concreto que se estudia, es la introducción de flujo secundario a través de la superficie porosa que cubre la base de cuerpo central. Como se nombra en [11], existen estudios que afirman que esta introducción de flujo en la zona de recirculación mejor la eficiencia de la tobera y es capaz entonces de producir un mayor empuje. Se comprobará este resultado introduciendo un flujo igual al 1 %, 2 %, 5 % del flujo total trasegado por la tobera.

Además se diferenciará la introducción de aire atmosférico y productos de la combustión a través de la superficie porosa de la base.

#### 4.7.4. Análisis de la expansión ante actuación de geometría variable.

Como se comprobará en los estudios realizados, la geometría estudiada subexpande el flujo en la parte divergente a nivel del mar. En este último estudio se aborda la introducción de una geometría variable que sea capaz de expandir más el flujo antes de expandir en la atmósfera, de forma que las condiciones de expansión sean óptimas. Se intentará observar por tanto el ratio de áreas óptimo para la tobera estudiada, y las variaciones en rendimiento que esto provoca.

Se ha aumentado para ello el ratio de áreas de salida-garganta de la célula de expansión. En la geometría inicial, el área de salida del divergente (que se recuerda que es rectangular) era de  $26,936 \text{ in}^2$ , y el área de la garganta (que se recuerda que es circular) era de  $2,158 \text{ in}^2$ . En definitiva, el ratio de áreas era de  $\epsilon = 12,483$ . Este ratio ha sido aumentado progresivamente hasta aumentarlo en un 40 % respecto del original. Además, en el se ha aumentado la longitud de la parte divergente de la célula de expansión un 20 % para obtener incrementos de área transversal no demasiado bruscos. El valor inicial de esta longitud de la parte divergente era  $3,71 \text{ in}$ . Con esto se espera observar el cambio de las condiciones de sub-expansión a las de sobre-expansión, y por tanto deducir el valor óptimo. Todo el estudio se ha simulado a nivel del mar, en banco de pruebas.

La Figura 4.25 muestra la forma resultante de generar las nuevas geometrías sobre el aerospike.

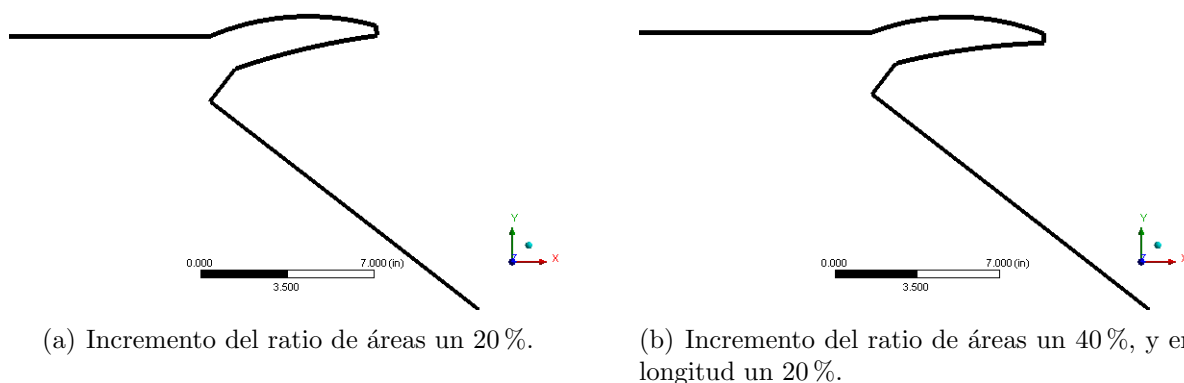


Figura 4.25: Nuevas formas de los divergentes de la tobera.



# 5

## Resultados

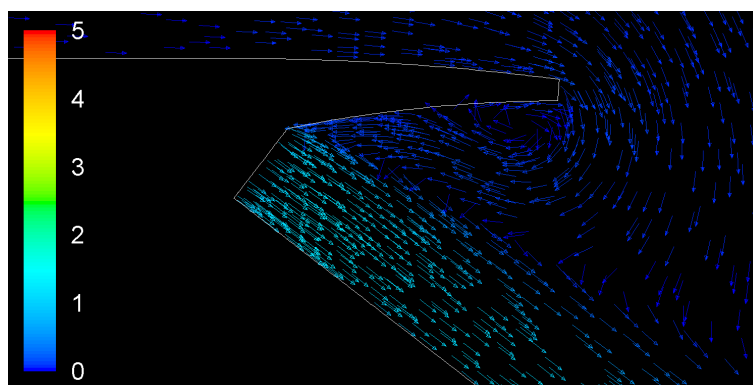
### Contenidos

<b>5.1. Análisis del proceso de arranque del motor cohete. . . . .</b>	<b>119</b>
<b>5.2. Análisis de un ascenso de la tobera SL - 22 km. . . . .</b>	<b>126</b>
5.2.1. Estudio del empuje de la tobera en el ascenso. . . . .	129
<b>5.3. Análisis de los efectos de flujo secundario en la base del <i>spike</i>.133</b>	
<b>5.4. Análisis de la expansión ante actuación de geometría variable.136</b>	
5.4.1. Primer aumento del ratio de áreas. . . . .	136
5.4.2. Segundo aumento de la relación de áreas. Alargamiento del di- vergente. . . . .	137

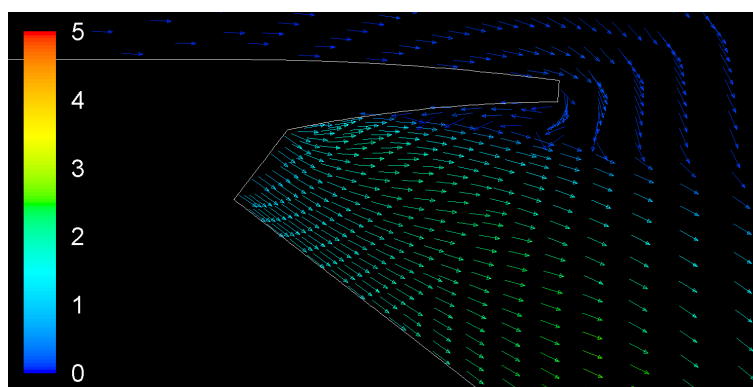


## 5.1. Análisis del proceso de arranque del motor cohete.

Antes de comentar los resultados obtenidos para el arranque del motor cohete, cabe comentar y justificar la introducción de la parte convergente que se generó de forma relativamente arbitraria para conseguir modelar la tobera. Como ya se ha dicho, la función de esta parte del dominio era tan sólo llevar a cabo una expansión del flujo subsónico hacia la garganta aumentando su velocidad y consiguiendo bajo cierta magnitud de la presión en cámara el bloqueo de la misma. Es por tanto necesario comprobar que esta función ha sido completada con éxito y que, por una parte, cuando la garganta es bloqueada, la parte divergente de la tobera entra en acción y el flujo comienza a expandirse hacia la pared y, por otra, que el número de Mach de la garganta no supera la unidad en ningún caso. Para demostrar esto se han realizado las ilustraciones de la Figura 5.1. En ellas se muestra inicialmente el flujo subsónico que a partir de la garganta continúa paralelo al eje de la parte convergente, y posteriormente el flujo que bloquea la tobera y comienza a expandirse en el divergente a velocidades supersónicas.



(a) Expansión subsónica de la tobera.  $p_c = 2 \text{ bar}$ .



(b) Bloqueo de la tobera. Expansión en el divergente.  $p_c = 6 \text{ bar}$ .

Figura 5.1: Expansión en el divergente de la tobera. Bloqueo.

Se observa por inspección del código de colores que las flechas que salen de la garganta de la tobera en ningún momento superan la unidad, lo que da a entender que el bloqueo

se está llevando a cabo correctamente, sin anomalías. en la Figura 5.2 se observa la estabilización del número de Mach en la garganta de la tobera ante un incremento de la presión en cámara. Como se observa la solución estable no rebasa la unidad.

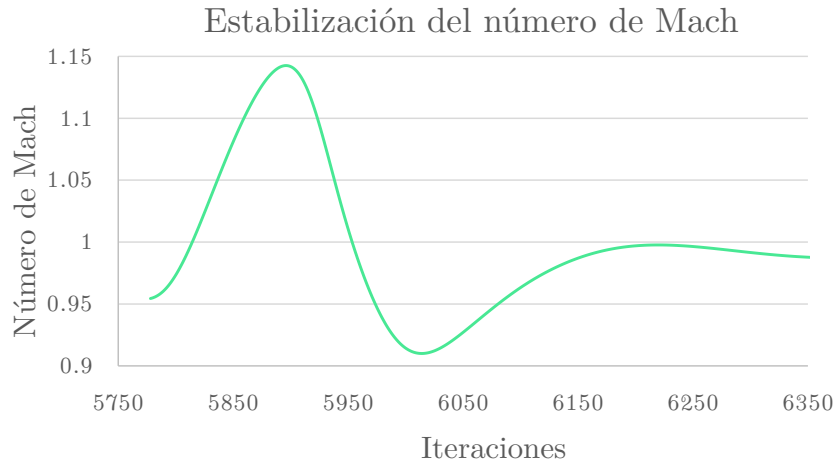


Figura 5.2: Estabilización del número de Mach en la garganta de la tobera.

En este primer estudio, lo más característico es el patrón de flujo que se va consolidando alrededor del aerospike y que, en condiciones de diseño, debería ser el que resulta en mejor rendimiento de la tobera. La Figura 5.3 muestra el estado final de las soluciones en el arranque, correspondiente a una presión final de 59 *bar*.

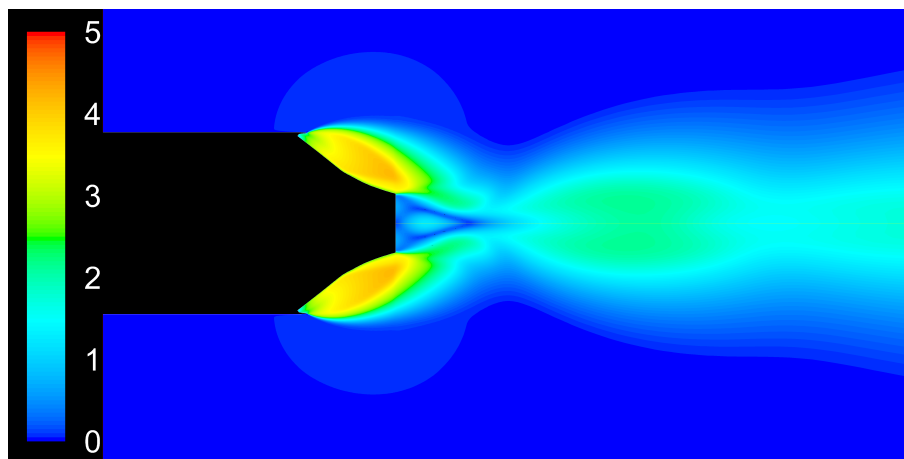


Figura 5.3: Contorno de Mach para  $p_c = 59 \text{ bar}$ .

Se observa cómo en la configuración final con la presión en cámara de diseño no existen ondas de choque a lo largo de la rampa del spike. La única onda de choque en la pared del spike se localiza en el vértice último de la rampa, y se encarga de realizar la última y brusca deflexión del flujo en dirección axial. Se muestra un detalle de este fenómeno en la Figura 5.4. Por otra parte, existen sucesivas ondas de choque a lo largo del límite aerodinámico del tubo de corriente, que tienen la misma función de deflexión del flujo y



contención de la zona supersónica. En la Figura 5.4 también se observa cómo esta onda de choque en la base también deflecta el flujo que procede de la zona de recirculación que se analizará a continuación. Es por tanto esta zona una zona crucial donde confluyen varios efectos que tienen su contribución en el rendimiento total de la tobera.

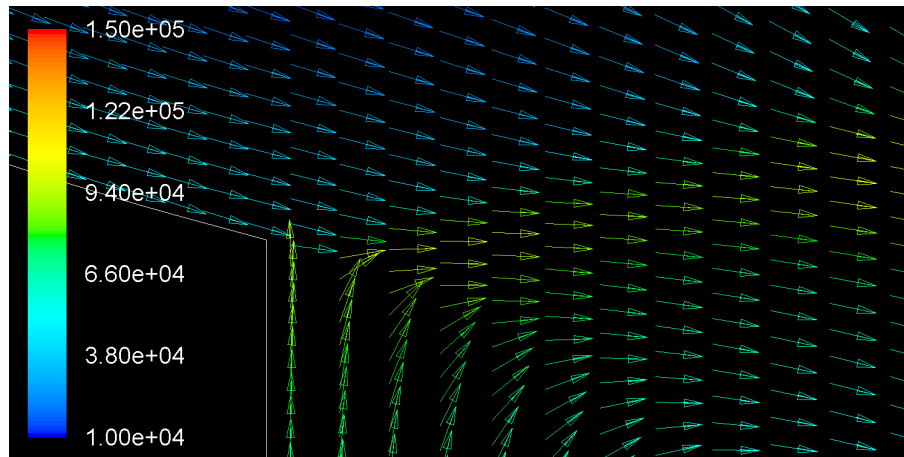


Figura 5.4: Flechas coloreadas según la presión estática. Onda de choque del flujo al abandonar la rampa del spike.

Sin embargo, a lo largo del arranque esta onda de choque que se localiza en el vértice último del spike ha ido recorriendo la rampa tal y como se muestra Figura 5.5. De esta manera el flujo se ha ido adaptando a la geometría de la rampa, produciendo pérdidas transitorias en el arranque debido a los desprendimientos y otros fenómenos característicos de las ondas de choque. Se observa cómo para presiones anteriores a la de diseño la onda de choque ya no se localiza en la rampa y se consolida en el vértice comentado.

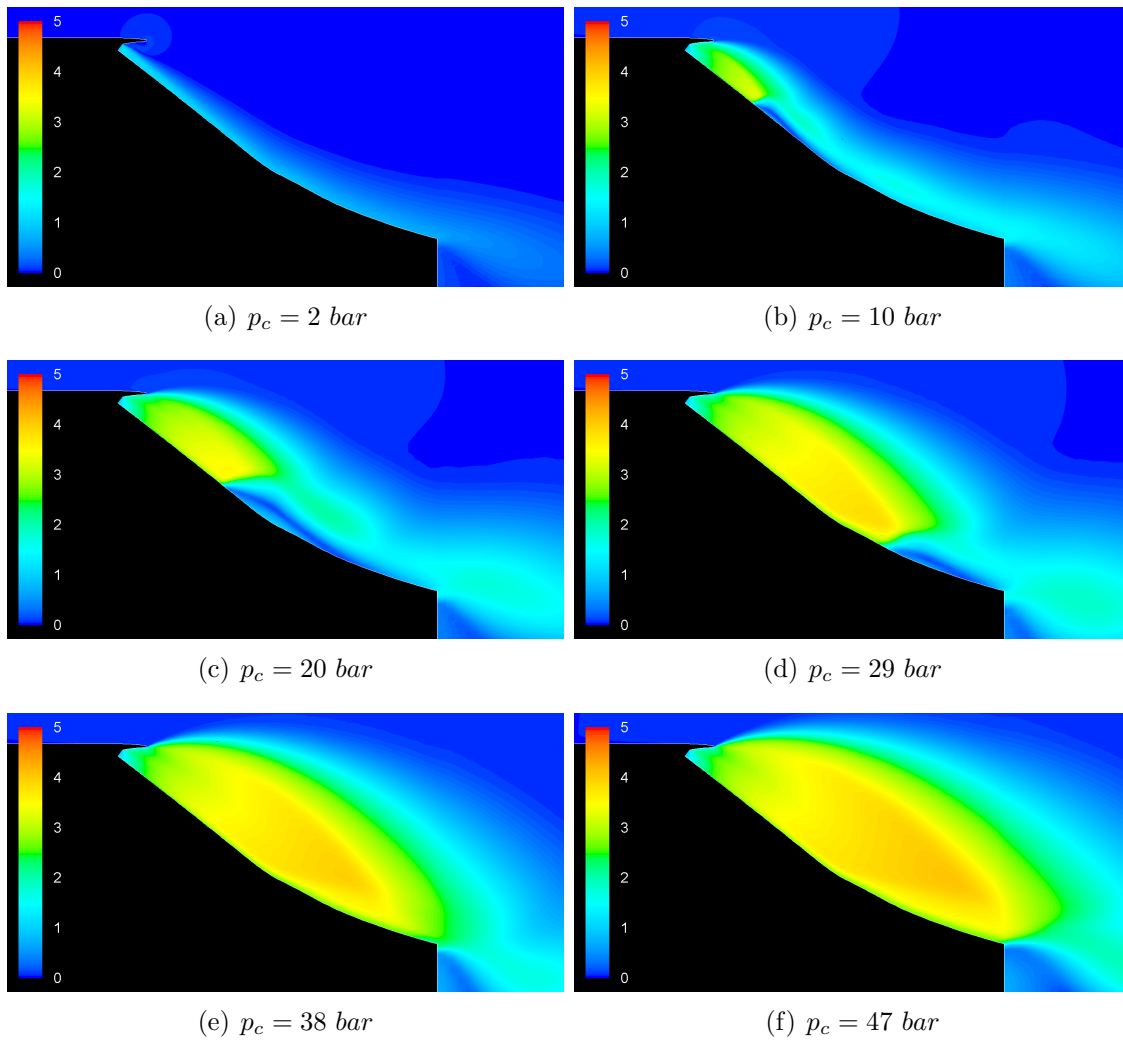


Figura 5.5: Contornos de Mach. Avance de la onda de choque durante el arranque.

Este mismo fenómeno puede también verse en la Figura 5.6, donde se ha computado la presión estática en la rampa referenciada a la presión en cámara correspondiente a cada fase del arranque. En el punto de diseño la onda de choque, como se ha comentado, no se localiza propiamente en la rampa, si no justo al final de esta. Otro fenómeno que puede observarse

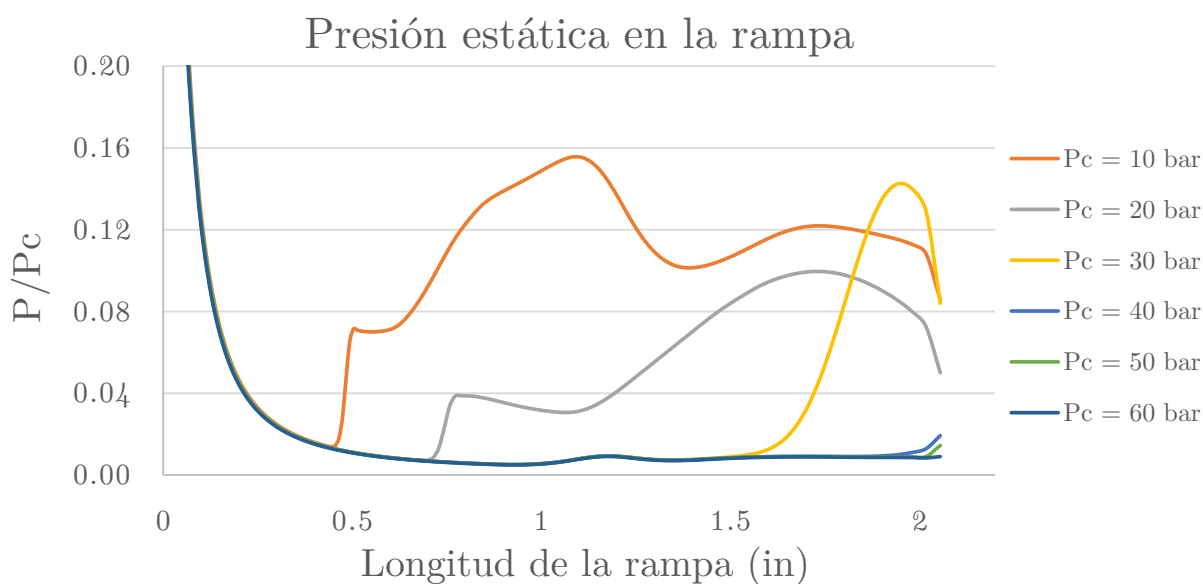
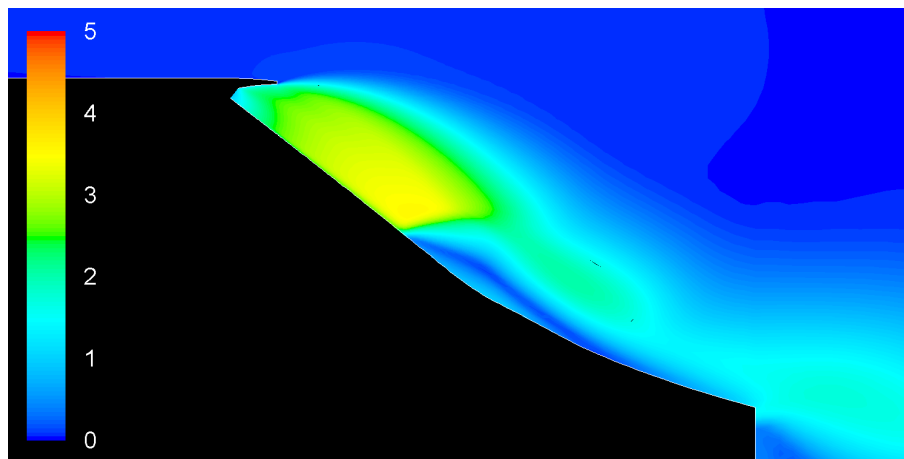


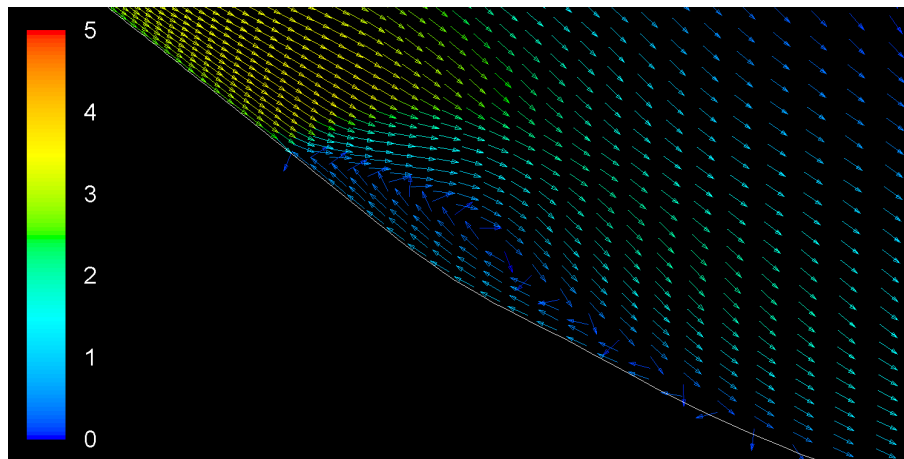
Figura 5.6: Presión estática a lo largo de la rampa durante el arranque.

De hecho, precisamente por el hecho de que la onda de choque cuando la presión es la de diseño ya ha abandonado la rampa, el campo de presiones de la pared de la rampa no sufrirá variaciones ante perturbaciones aguas abajo de la onda de choque. Esto no entra en contradicción con una de las características clave de este tipo de toberas. En apartados anteriores se ha afirmado que las aerospikes tienen la capacidad de compensar incrementos de altitud a partir de la variación de su campo de presiones. Este campo de presiones que varía no es otro que el del interior del tubo de corriente que expande en la atmósfera, y se observará su evolución en el estudio correspondiente.

Es interesante observar los efectos que tienen estas ondas de choque oblicuas en el patrón de flujo de la tobera aerospike. En concreto, la Figura 5.7 muestra para una presión de 20 *bar* (que aparece también en la Figura 5.6 en color gris) la comentada onda de choque oblicua en la rampa.



(a) Contorno de Mach. Onda de choque oblicua en la rampa del spike.



(b) Vectores de Mach. Detalle del desprendimiento del flujo en la zona de la onda de choque.

Figura 5.7: Efectos del arranque sobre el patrón de flujo en el spike.  $p_c = 20 \text{ bar}$ .

Los efectos de este fenómeno son claramente adversos para el rendimiento de la tobera. La Figura 5.7 (b) muestra cómo la onda de choque produce automáticamente el desprendimiento del fluido de la pared del spike. La compresión de la onda frena el flujo y pierde energía. Puesto que la presión aguas abajo es aún mayor a la local en esta zona, el flujo desenergizado no tiene la capacidad de hacer frente a un gradiente de presiones adverso, y remonta la rampa del spike produciendo el desprendimiento.

La Figura 5.8 ilustra con flechas coloreadas según el número de Mach local la recirculación que se genera en la parte central del spike.

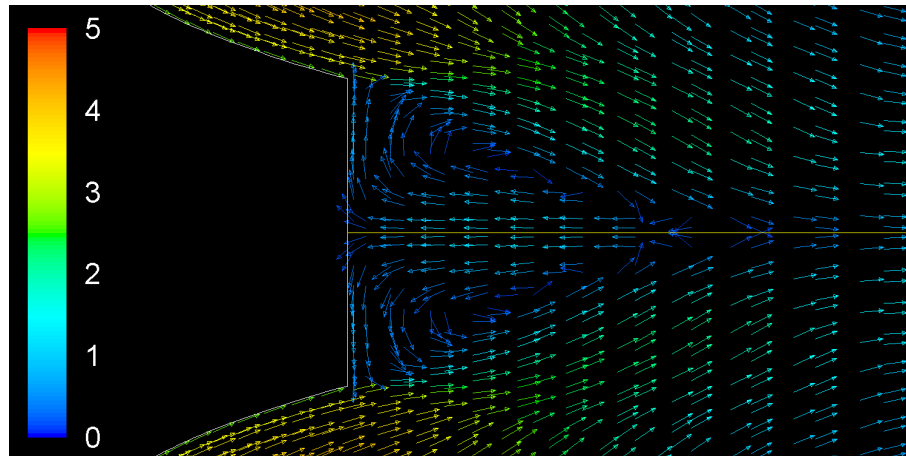


Figura 5.8: Vectores de número de Mach en la zona de recirculación del aerospike.

Esto, como se explica en el Capítulo 2 supone una pérdida en el rendimiento de la tobera que se intentará mejorar introduciendo flujo secundario en estudios posteriores. La pérdida de rendimiento es básicamente debida a una pérdida de presión en la pared de la base del spike. La Figura 5.9 compara los valores de la presión estática en la base con la presión ambiente, demostrando este fenómeno (cabe comentar que se han computado tan sólo los valores de la mitad de la base, atendiendo a la simetría del problema).

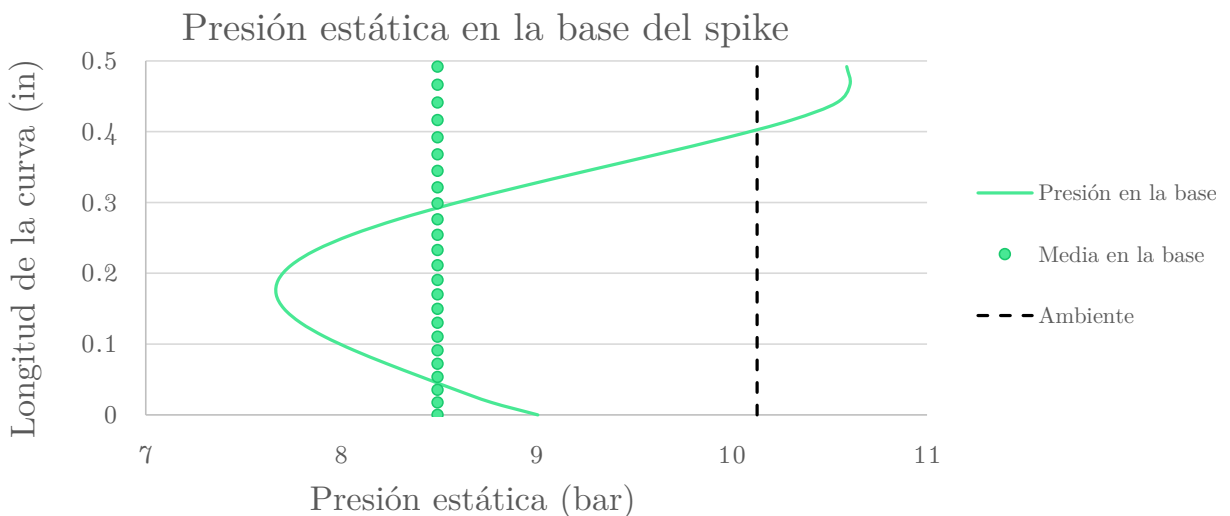


Figura 5.9: Comparación de presión estática en la base del spike.  $p_c = 59 \text{ bar}$ .

Se destaca también que a nivel del mar la configuración geométrica elegida (con una relación de áreas determinada) ya sufre cierta subexpansión, como se puede ver en la Figura 5.10. Es decir, la relación de áreas entre la garganta y la sección de salida de la parte divergente no consigue expandir el flujo lo suficiente como para alcanzar la presión ambiente exterior. En consecuencia, el flujo al adentrarse en la zona con límites aerodinámicos aún diverge ligeramente para poder alcanzar la presión exterior a la salida del spike.

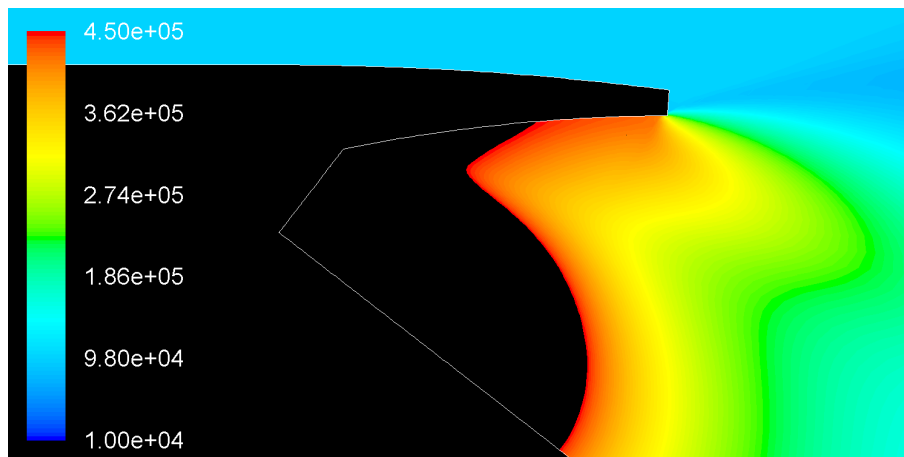


Figura 5.10: Contorno de presión. Subexpansión de la tobera.  
 $p_c = 59 \text{ bar}$ .

## 5.2. Análisis de un ascenso de la tobera SL - 22 km.

En este caso, teniendo el motor cohete arrancado, se busca observar el comportamiento del patrón de flujo a medida que la presión ambiente en la que está confinada la expansión en el spike desciende.

Como se ha comentado anteriormente, a nivel del mar la tobera ya se encuentra subexpandiendo el flujo, por lo que es de esperar que al aumentar la altitud, que no es otra cosa que disminuir la presión exterior, este fenómeno sea más y más acusado. Esto provocará que el rendimiento de la tobera descienda.

A continuación, en la Figura 5.11 se muestra el patrón de flujo al aumentar la altitud aproximadamente  $18 \text{ km}$ . Como se observa, la expansión del flujo en la atmósfera es mucho más acusada y se alcanzan números de Mach más grandes que en el caso a nivel del mar. Es interesante apreciar cómo al intensificarse la expansión en la atmósfera aparecen dos contornos divergentes respecto al eje de simetría que se especifican en la Figura 2.15 (denominado *choque de fuga*), también queda totalmente definido el contorno envolvente del tubo de corriente del aerospike, que está delimitado por ondas de choque también.

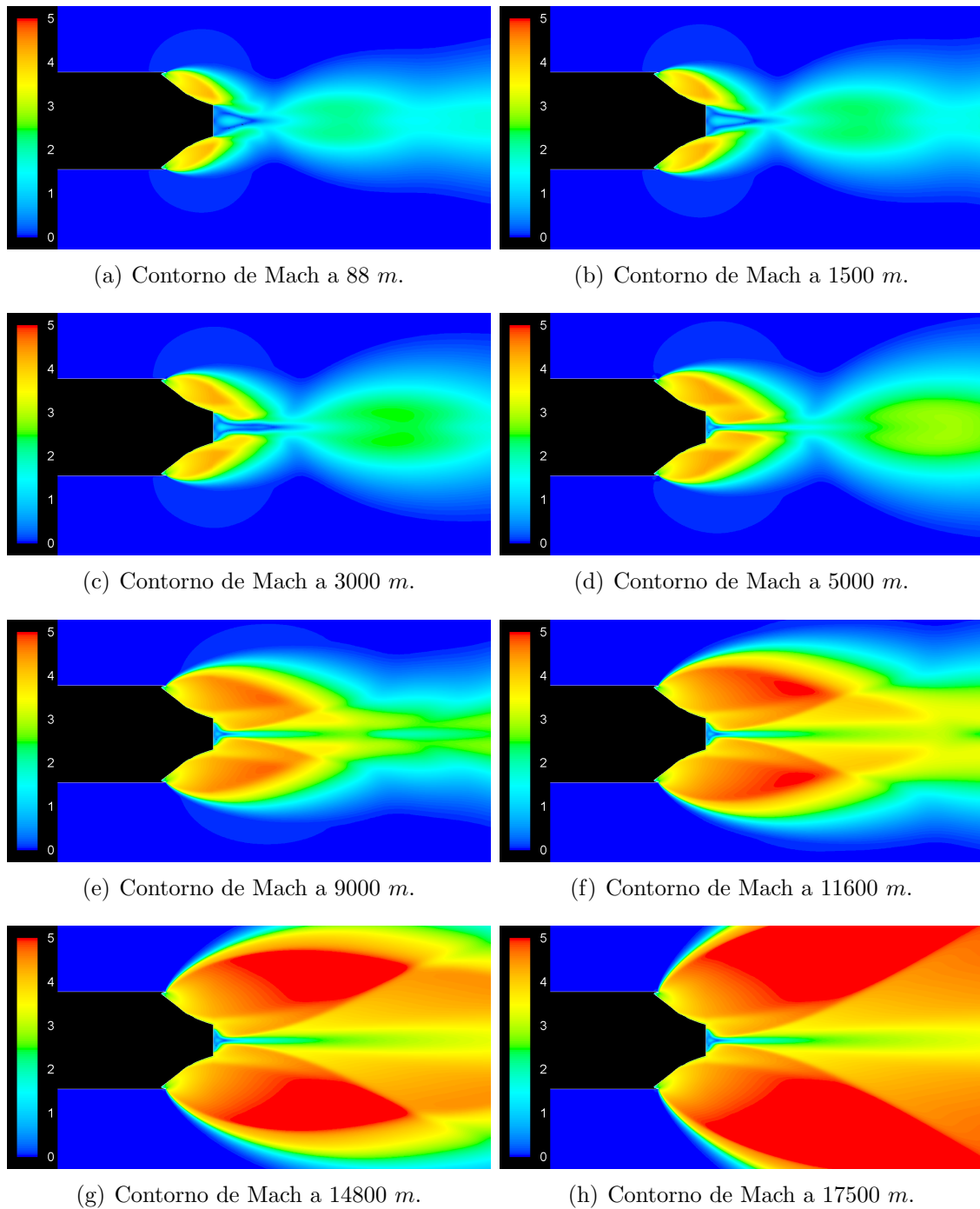


Figura 5.11: Contornos del número de Mach durante el ascenso.

En la Figura 5.12 se ha escogido la imagen correspondiente a 14800 *m* y se ha superpuesto sobre ella las identificaciones realizadas en la Figura 2.15. Con esto queda demostrada la buena caracterización del flujo mediante el software.

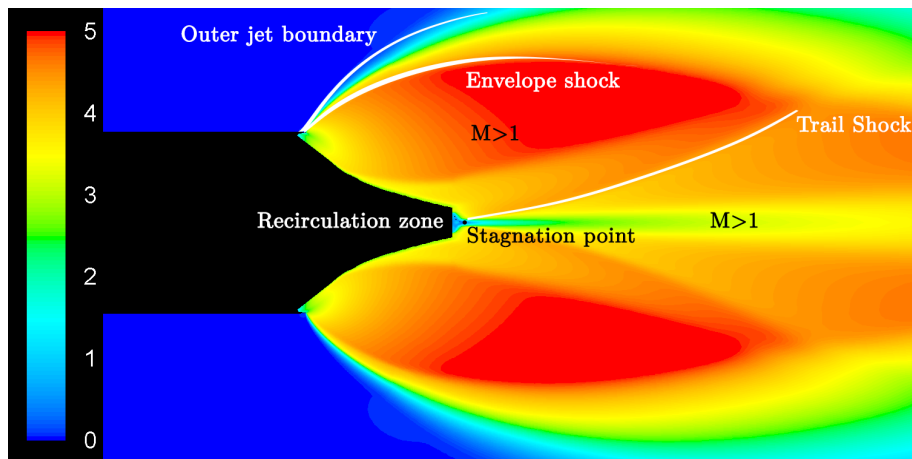


Figura 5.12: Contorno de Mach. Identificación de contornos y zonas características en el patrón de flujo del aerospike. Altitud 14800 *m*.

Además, la zona de recirculación ha sido progresivamente reducida y ahora no tiene tanta extensión. La Figura 5.13 muestra este fenómeno.

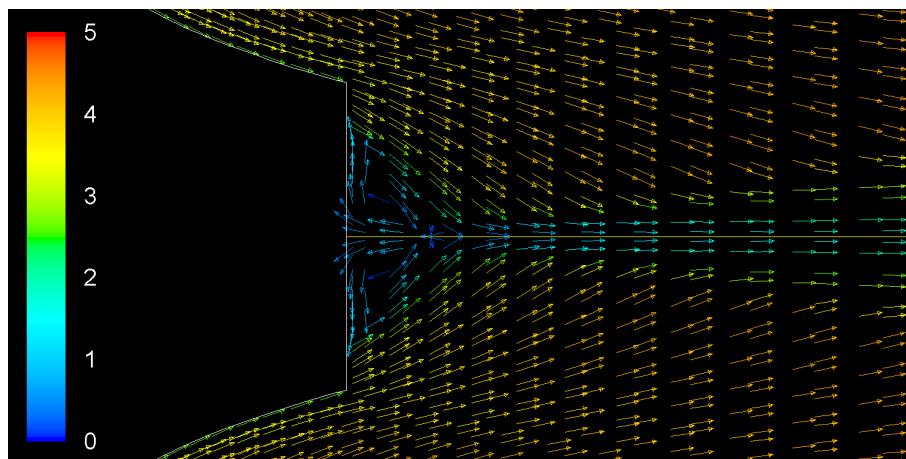


Figura 5.13: Número de Mach en la zona de recirculación.  $z = 18 \text{ km}$ .

Tal y como se ha comentado en el apartado anterior, en el estudio del ascenso el campo de presiones a lo largo de la rampa del spike se ha mostrado invariable, ya que puesto que la onda de choque se encuentra aguas abajo de esta zona, cambios y perturbaciones del flujo en la atmósfera exterior no tienen influencia sobre la rampa del spike, la información es incapaz de viajar hasta ella. Sin embargo, es obvio que el tubo de corriente que expande en la atmósfera es totalmente diferente a 18 *km* que a nivel del mar.

Es conveniente analizar cómo influyen todos estos fenómenos de expansión y recirculación en el rendimiento resultante de la tobera que se analiza. Es decir, poder computar si al ascender con geometría invariable el empuje generado por la tobera asciende o des-



ciende. Un pequeño estudio sobre esto se realiza a continuación, añadiendo también una comprobación de la sensibilidad de esta magnitud ante cambios geométricos en el spike.

### 5.2.1. Estudio del empuje de la tobera en el ascenso.

Por una parte, sería de esperar que una mayor altitud mejorara el rendimiento de la tobera por el hecho de minimizar la zona de recirculación, pero por otra parte la excesiva subexpansión de la tobera es índice de bajo rendimiento. La mejor manera de corroborar esto es analizar la evolución del empuje de la tobera a lo largo del ascenso realizado. La Figura 5.14 muestra la evolución del empuje en todo el recorrido. Como se observa, los fenómenos perjudiciales para el rendimiento de la tobera son en este caso más acusados, y el empuje desciende con la altura.

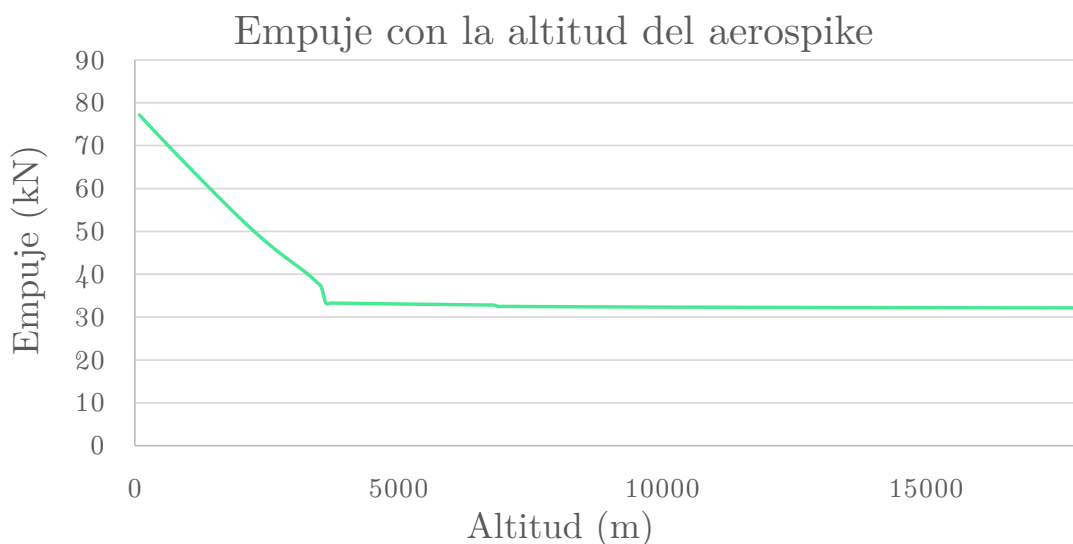


Figura 5.14: Empuje del aerospike a lo largo del ascenso.

Si se comparan las Figuras 5.8 y 5.13 se puede comprobar cómo el sentido que toman las flechas de velocidad local del fluido en la pared del spike varía. Ya se ha demostrado que la zona de recirculación en cualquier caso produce una pérdida de presión local que se traduce en menor rendimiento. Asumiendo esto, se puede afirmar que las partículas fluidas en recirculación que impactan (y por lo tanto se frenan) con la base del spike proporcionan, por el principio de conservación de la cantidad de movimiento, cierto empuje. Si se comparan ambas imágenes, se puede observar cómo a 18 *km* las líneas de corriente que tienen este comportamiento son mucho menores. Es decir, que en este caso existe una menor contribución al empuje, lo que se traduce en aún peor rendimiento. En definitiva, la reducción de la zona de recirculación producida por la interacción entre los dos tubos de corriente tiene efectos negativos en el rendimiento de la tobera, haciendo que el empuje disminuya.

Con tal de demostrar gráficamente esta comparación se muestra la Figura 5.15, donde se compara la misma gráfica de la Figura 5.9 con la presión estática en la base de la tobera a

18 km. Gráficamente ya se observa la mayor diferencia que existe entre la presión ambiente y la distribución de presiones sobre la base para el caso a nivel del mar. Esta diferencia, que en última instancia es la que produce el empuje por presión en esta cara demuestra claramente que el aumento de altitud no beneficia el rendimiento de la tobera en lo que respecta a la base del aerospike.

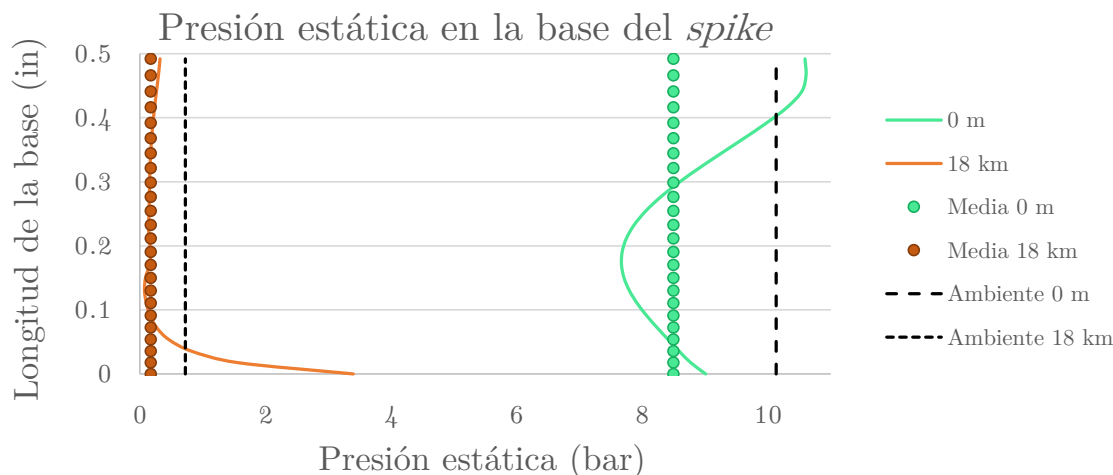


Figura 5.15: Comparación de la presión estática en la base del spike con la altitud.

Es característico el hecho de que el empuje sufre una fuerte caída en un punto determinado, para luego seguir descendiendo de manera muy leve, en lo que podría ser considerado un mínimo. Es por tanto interesante llevar a cabo un pequeño estudio alrededor de este punto concreto, ya que puede convertirse en un factor de diseño a tener en cuenta.

Si se analiza la secuencia de imágenes de la Figura 5.11, las dos burbujas o tubos de corriente de cada célula de expansión del spike entran en contacto entre los 3000 m y los 5000 m en la zona del eje de simetría. Automáticamente, la zona de recirculación colindante a la base del spike se ve altamente reducida (Figura 5.13). Esto se produce de forma realmente rápida y brusca, de forma que es de esperar que el rendimiento de la tobera sufra el mismo tipo de cambio. Puesto que a partir de este punto el empuje continúa una tendencia suave e incluso constante, el estudio realizado entre nivel del mar y la altitud de 18 km es válido en las cercanías de este escalón.

Puesto que a priori no existe ningún fenómeno aerodinámico o atmosférico que pueda haber causado esta discontinuidad en el empuje, se deduce que la causa puede ser con alta probabilidad la geometría del spike, ya que dependiendo de lo extensa que sea la base del mismo los tubos de corriente de ambos lados interaccionarán antes o después. Por ello, se ha variado esta magnitud de la base del spike a la mitad y se ha relanzado el cálculo del ascenso. A continuación se comparan los resultados convenientes con el ascenso original.

La Figura 5.16 muestra de nuevo la secuencia de imágenes del ascenso para la nueva

configuración geométrica y las mismas altitudes.

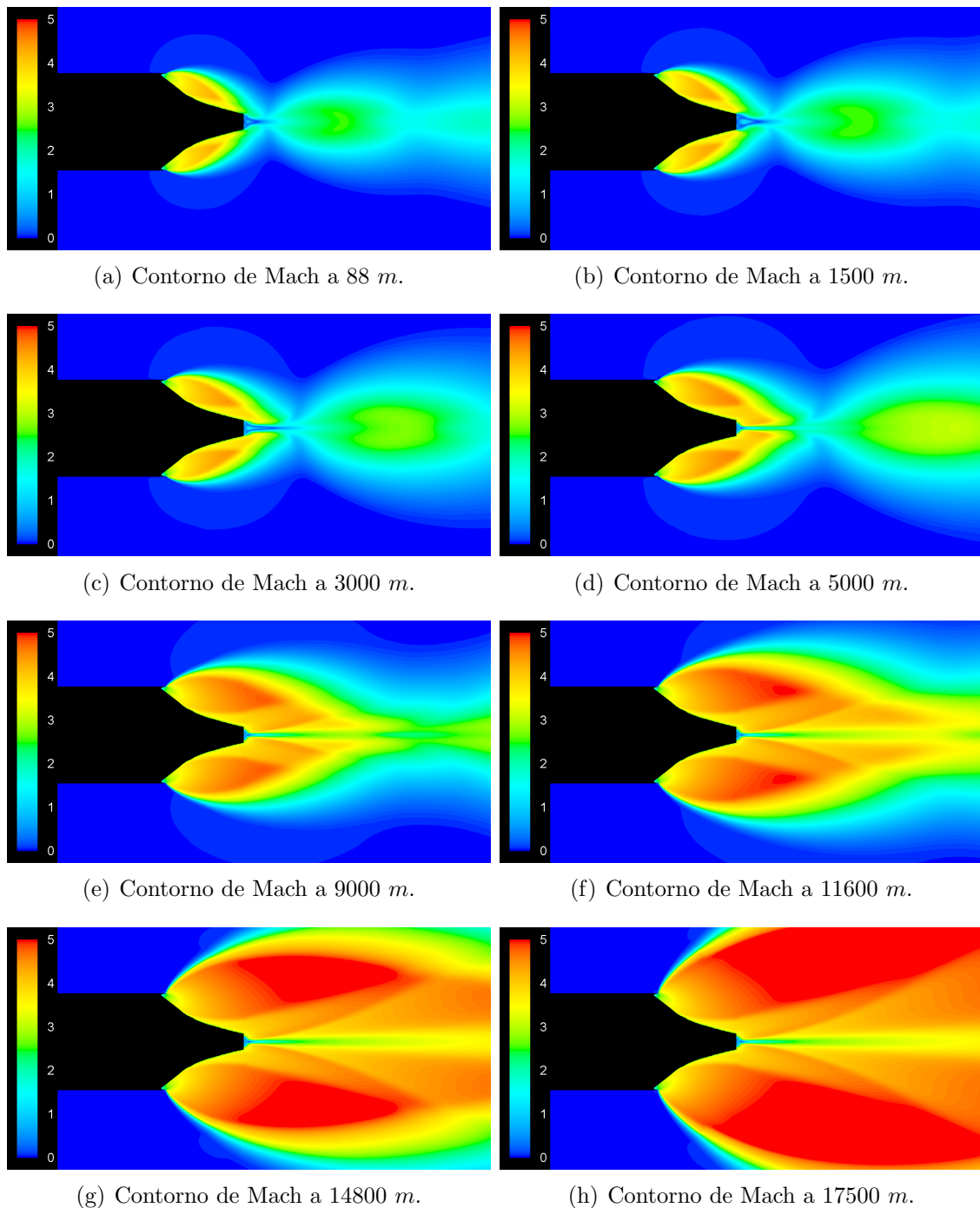
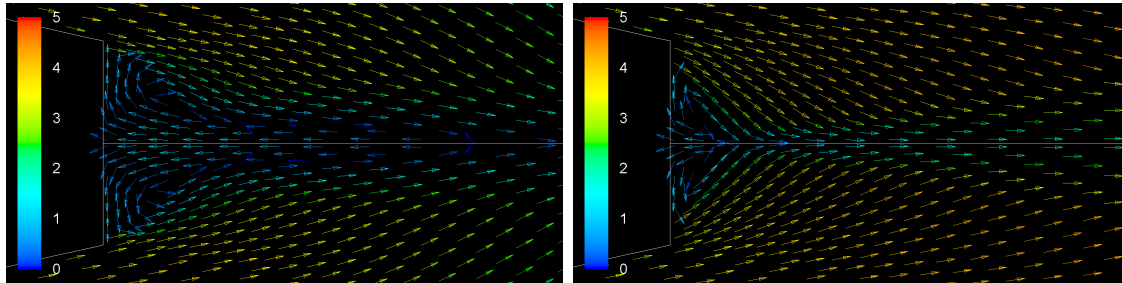


Figura 5.16: Contornos del número de Mach durante el ascenso.  
Nueva geometría.

Pese a que por el reducido número de tomas realizadas no se consigue apreciar, el hecho de que el spike ha sido alargado y la altura de la base es más reducida, ha facilitado que el acoplamiento entre los dos tubos de corriente haya sido más suave y durante un rango de altitudes más amplio. Aun así, la configuración final es igual y se produce una reducción

importante de la zona de recirculación. La Figura 5.17 muestra un detalle de la zona de recirculación entre dos altitudes donde los tubos de corriente pasan de ser independientes a interactuar entre sí.



(a) Flechas según Mach a 3000 m.

(b) Flechas según Mach a 9000 m.

Figura 5.17: Detalle de la zona de recirculación con la nueva geometría. Comparación en diferentes altitudes.

Pese a que se sigue produciendo una reducción del número de líneas de corriente que impactan en la base (produciendo empuje), de forma proporcional la reducción es menor. En definitiva, se podría decir que el flujo sufre una menor variación entre el estado donde los tubos de corriente no interactúan y cuando sí lo hacen. Por eso es de esperar que el salto de empuje en este caso sea menos acusado. La Figura 5.18 muestra un detalle de la zona donde se produce el salto en el empuje para las dos configuraciones geométricas.

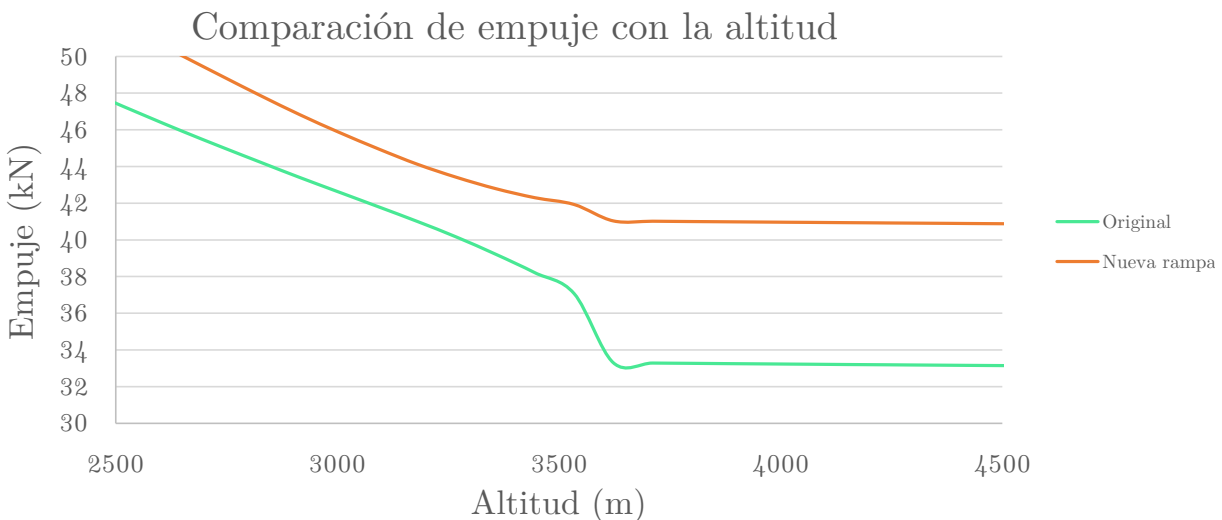


Figura 5.18: Comparación de los saltos de empuje con la altitud para las dos configuraciones geométricas de la rampa.

En efecto, es cierto que el salto que se produce en el empuje generado es considerablemente más leve, pero existe. La Tabla 5.1 muestra el incremento proporcional en porcentaje de los valores antes y después del escalón para las dos configuraciones geométricas. Se observa claramente el mejor comportamiento de un truncamiento menos acusado.

Conf. geométrica	Pérdida de empuje
Original	12,94 %
Truncamiento 50 %	3,07 %

Tabla 5.1: Pérdida de empuje en el escalón para las dos configuraciones geométricas.

Queda demostrado por tanto que la configuración de la rampa del spike, así como de su base, es un parámetro importante a la hora de diseñar aerospikes para misiones determinadas ya que, además de que generan una discontinuidad en el empuje a tener en cuenta en un ascenso, los valores de esta magnitud una vez alcanzado este punto son relativamente constantes. Es decir, que el máximo empuje que desarrollará la tobera a partir de cierta altura queda determinado, entre otros factores, por la geometría del spike.

Se ha visto por tanto que el empuje que desarrolla la tobera aerospike es afectada en alta medida por el área efectiva de la base que recibe flujo incidente. De alguna forma, el acoplamiento entre los tubos de corriente a ambos lados del spike reduce esta sección inundando parte de la zona de recirculación y mermando esta contribución. Sería por tanto interesante poder computar el área efectiva que contribuye al empuje en función de la altitud para diferentes configuraciones geométricas de rampa y base (es decir, diferentes truncamientos). Puesto que este estudio escapa los objetivos de este texto, se plantea como un interesante trabajo futuro de profundización en el ámbito.

### 5.3. Análisis de los efectos de flujo secundario en la base del *spike*.

Como se ha visto en el apartado anterior, el rendimiento de la tobera desciende bajo ciertas condiciones. Incluso cuando la tobera se configura con una relación de expansión óptima, la eficiencia con la que se está operando no es la óptima. Tal y como se comenta en las investigaciones de *Ito* y *Fuji* [11], la introducción de flujo secundario a través de la base del spike puede mejorar el rendimiento.

Lo primero que se deberá verificar es el cambio en el campo fluido de la zona de la base del spike al introducir el flujo secundario. Seguidamente, habrá que comprobar si los valores del empuje generado han aumentado. Si esto ocurre, se habrá conseguido aumentar la presión en la base del spike añadiendo un nuevo término a la ecuación del empuje, obteniendo la Ecuación 2.27.

La Figura 5.19 muestra la configuración de la zona de recirculación cuando se introduce un flujo secundario del 5 % del total. Se han representado flechas en la dirección y sentido de la velocidad local en cada punto, coloreadas en función del número de Mach local.

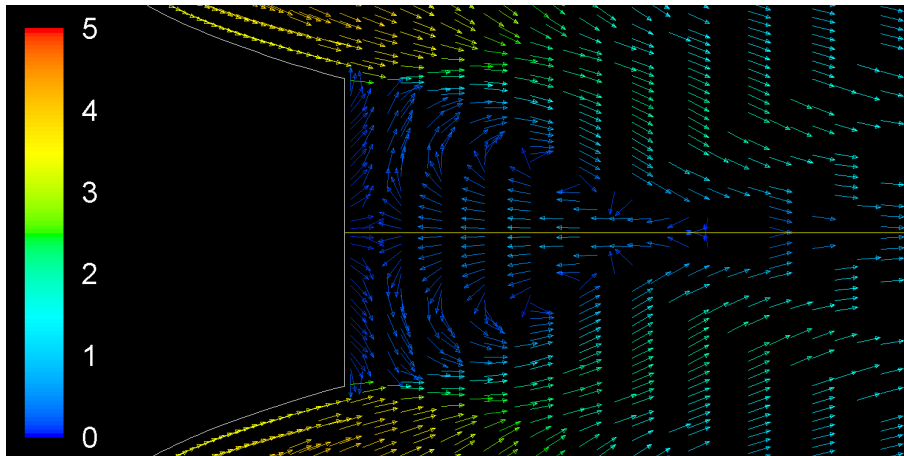


Figura 5.19: Zona de recirculación en la base del aerospike. Flujo secundario del 5 % del total.

Como es lógico, en las zonas muy cercanas a la pared el flujo que gobierna ahora es el que es expulsado a través de la base, por lo que la presión local en esta zona, que en última instancia es la que determina el empuje generado en la misma varía, crece, y hace aumentar el empuje.

La Figura 5.20 compara la magnitud de la presión estática en la sección de la base del spike para el caso original sin flujo secundario y para el caso con el flujo secundario del 5%. En el eje  $x$  se representa la magnitud de la presión estática en  $Pa$ , y en el eje  $y$  la longitud de la base medida desde el eje de simetría hasta los extremos.

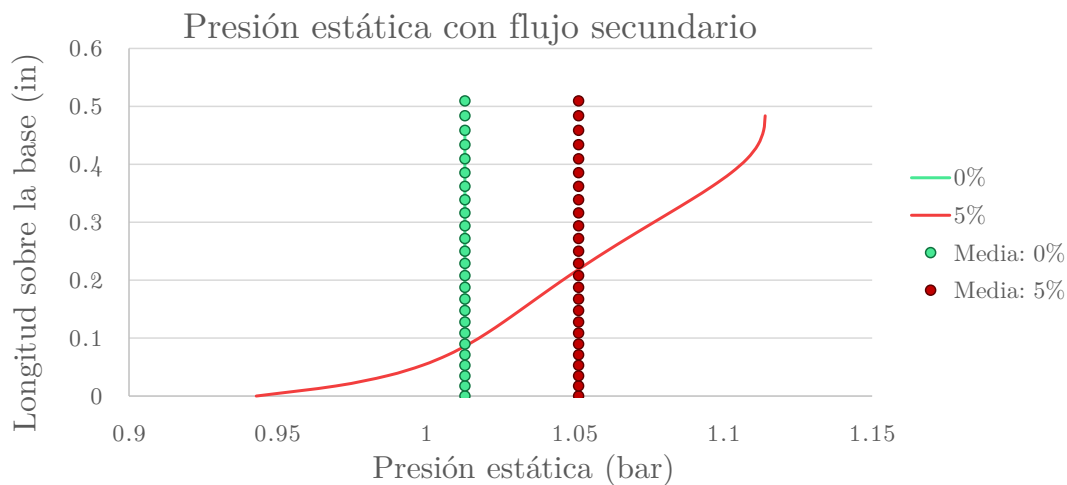


Figura 5.20: Comparación de la presión estática en la base del spike.

Directamente observando los valores de la presión estática local en cada punto se demuestra que la introducción de flujo secundario produce un incremento de presión con respecto a la ambiente (que coincide con la presión 0%) que se traduce en empuje. De forma más

visual las medias muestran el mismo efecto.

Se han computado los datos de empuje generado sobre la totalidad del spike en valor absoluto comprendiendo todas las contribuciones. Para ello se han realizado dos estudios diferentes en función del tipo de fluido que se está expulsando. El motor cohete funciona con propelente hidrógeno líquido, pero además viaja a través de aire. Por un lado se ha supuesto que parte de los gases de la combustión son expulsados a través de la superficie porosa de la base del spike; por otra, se ha supuesto que se expulsa simplemente aire exterior comprimido por el propio cohete mediante cualquier sistema convencional de canalización. De esta manera se testará la contribución de las cualidades del fluido al empuje global.

La Tabla 5.2 muestra los datos de empuje generado sobre la totalidad del spike para flujos secundarios de 0 %, 1 %, 2 %, 5 %, . Cabe comentar que puesto que la superficie se supone porosa, pese a que para el cálculo se supone como *inlet*, para computar el reporte de empuje se ha cambiado la condición a *wall*.

<b>%<i>aire</i></b>	<b>Empuje</b>	<b>Incremento</b>
<b>0 %</b>	78,384 <i>kN</i>	–
<b>1 %</b>	91,045 <i>kN</i>	16,15 %
<b>2 %</b>	87,694 <i>kN</i>	11,88 %
<b>5 %</b>	87,134 <i>kN</i>	11,16 %

Tabla 5.2: Empuje generado al introducir aire a través de la base del spike.

Como se observa, la introducción de aire por la base del cuerpo central puede llegar a aumentar el empuje global generado en un 16,15 % si se introduce el 1 % de todo el gasto másico trasegado por la tobera. Pese que en efecto es un incremento pequeño, no es despreciable. Cabe destacar el hecho de que a partir de este porcentaje un sangrado con mayor gasto másico produce incrementos de empuje menores respecto del original. Se conoce que el sangrado suele estar alrededor del 1 – 2 %, por lo que el resultado es coherente.

A continuación se analizan los efectos de introducir gases de la combustión. La Tabla 5.3 repite el mismo criterio.

<b>%<i>comb.</i></b>	<b>Empuje</b>	<b>Incremento</b>
<b>0 %</b>	78,384 <i>kN</i>	–
<b>1 %</b>	89,431 <i>kN</i>	14,09 %
<b>2 %</b>	88,940 <i>kN</i>	13,47 %
<b>5 %</b>	86,306 <i>kN</i>	10,11 %

Tabla 5.3: Empuje generado al introducir gases de la combustión a través de la base del spike.

De nuevo se obtiene un resultado máximo para un sangrado del 1 %. Sin embargo en este

caso el resultado obtenido es menor que en el caso de introducir aire atmosférico. Esto lleva a pensar que, al menos en vuelos a relativamente baja altitud, es recomendable hacer fluir aire y no productos de la combustión. Esto, como es lógico, es beneficioso para el rendimiento del proceso de combustión.

## 5.4. Análisis de la expansión ante actuación de geometría variable.

El último estudio realizado en la tobera versa sobre los efectos de una geometría variable en la célula de expansión de gases de la combustión. Se insiste en comentar que en la Figura 5.5 se observa cierta subexpansión de la tobera a nivel del mar. Puesto que este efecto para cualquier misión operada sobre esta altitud (todas) es más acusado, y peor en términos de rendimiento, es interesante intentar mitigarlo.

### 5.4.1. Primer aumento del ratio de áreas.

En el primer intento se ha aumentado el ratio de áreas hasta un  $\epsilon = 14,979$ , obteniendo un área transversal de salida de la célula de expansión de  $5,685 \text{ in}^2$ . La Figura 5.21 muestra el contorno del número de Mach que se obtiene al disponer esta tobera a nivel del mar con la presión en cámara de diseño de la tobera original.

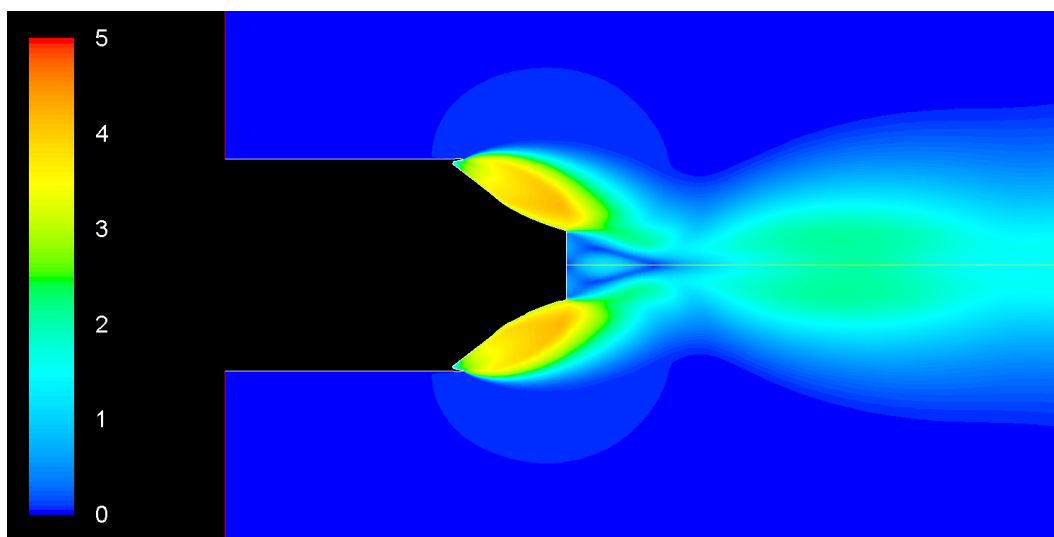


Figura 5.21: Contorno del número de Mach para un divergente con un ratio de áreas un 20 % mayor que el original.

Si bien comparar esta imagen con la Figura 5.3 (b) no ofrece ninguna conclusión interesante, no ocurre lo mismo si se analizan algunos datos numéricos. La Tabla 5.4 muestra los datos del empuje generado por la tobera en el caso original y en el caso de aumentar el ratio de áreas un 20 %.



	$\epsilon = 12,483$	$\epsilon = 14,979$
<b>Empuje</b>	78,384 kN	188,284 kN

Tabla 5.4: Comparación del empuje para las dos configuraciones del divergente.

Se observa un claro aumento del empuje. En concreto, se ha conseguido aumentar la cifra en un 140,2%, lo cual es un valor muy a tener en cuenta. Se concluye por tanto que un aumento relativamente leve de la configuración geométrica de la tobera se traduce en incrementos muy importantes del rendimiento de la misma. La posible explicación a este fenómeno se basa en que al encontrarse originariamente subexpandiendo el flujo, cualquier variación que permita acercarse a la configuración óptima tiene efectos muy positivos.

Aun así, puesto que se sigue observando subexpansión en la tobera, se da un siguiente paso.

#### 5.4.2. Segundo aumento de la relación de áreas. Alargamiento del divergente.

En este caso, se vuelve a aumentar el ratio de áreas entre salida y garganta ( $\epsilon = 17,975$ ), pero además se extiende la longitud de la parte divergente de la tobera un 20 % (4,453 in). Con esto lo que se pretende es conseguir que la subexpansión que sufre la tobera generada sea reducida o, en el mejor de los casos, mitigada.

La Figura 5.22 muestra de nuevo el contorno del número de Mach para esta nueva configuración.

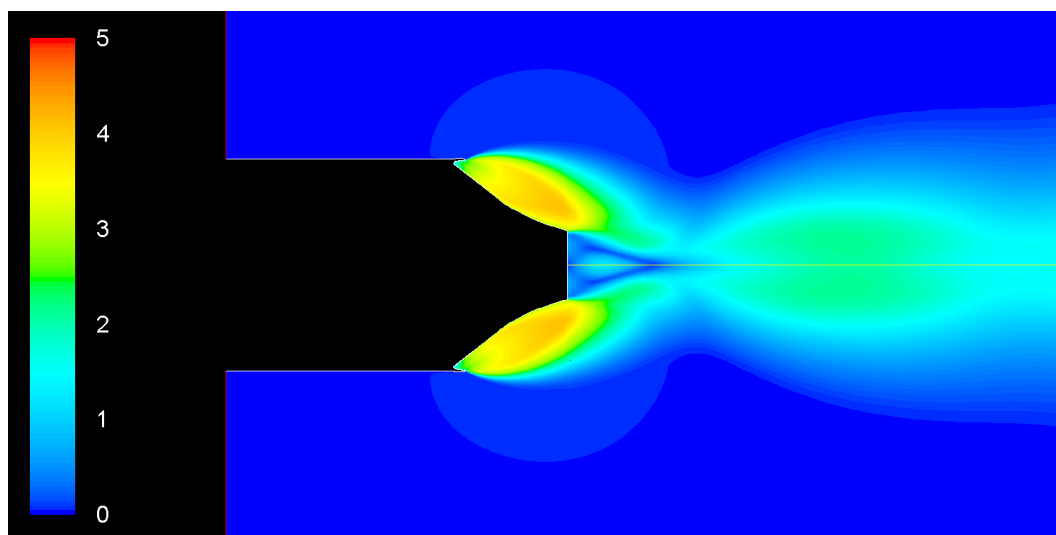


Figura 5.22: Contorno del número de Mach para un divergente un 20 % más largo y con un ratio de áreas un 40 % mayor que el original.

De nuevo se pueden extraer pocas conclusiones a partir del contorno del número de Mach

en el dominio. La Tabla 5.5 muestra los datos del empuje para las tres configuraciones analizadas.

	$\epsilon = 12,483$	$\epsilon = 14,979$	$\epsilon = 17,975$
<b>Empuje</b>	78,384 <i>kN</i>	188,284 <i>kN</i>	186,447 <i>kN</i>

Tabla 5.5: Comparación del empuje para las tres configuraciones del divergente.

Se observa que de nuevo respecto de la configuración inicial el empuje ha aumentado. Esto es debido a que, como se ha comentado, aumentando estas magnitudes se consigue que la subexpansión de la tobera sea menos acusada lo que aumenta consecuentemente el rendimiento de la misma.

Sin embargo es interesante analizar las cifras correspondientes a las dos geometrías nuevas. El empuje generado al aumentar únicamente el ratio de áreas un 20 % es mayor que el resultante de aumentarlo un 40 % paralelamente a hacer el divergente un 20 % más largo. En cierto modo, se ha encontrado un comportamiento que deja entrever óptimos de la relación de áreas y de la longitud del divergente para obtener un rendimiento máximo. Es posible que al alargar la parte divergente de la tobera se esté excediendo una *longitud óptima* y por tanto se estén llevando a cabo pérdidas a lo largo del divergente. En cuanto al ratio de áreas, puesto que las líneas de corriente siguen siendo divergentes una vez abandonan la tobera, se puede afirmar que aún es demasiado pequeño.

Puesto que encontrar este punto requeriría un estudio detallado y exhaustivo de todas las combinaciones posibles entre ratios de áreas y longitudes del divergente, y esto escapa a los objetivos de este texto, este estudio se plantea como posible continuación de la investigación en trabajos futuros.

# 6

## Conclusiones

### Contenidos

<b>6.1. Conclusiones por estudios.</b> . . . . .	<b>141</b>
6.1.1. Análisis del proceso de arranque del motor cohete. . . . .	141
6.1.2. Análisis de un ascenso de la tobera SL - 22 km. . . . .	141
6.1.3. Análisis de los efectos de flujo secundario en la base del <i>spike</i> . .	142
6.1.4. Análisis de la expansión ante actuación de geometría variable. .	142
<b>6.2. Conclusiones globales.</b> . . . . .	<b>143</b>
6.2.1. Consecución de objetivos. . . . .	143
6.2.2. Valoración final. . . . .	144



## 6.1. Conclusiones por estudios.

### 6.1.1. Análisis del proceso de arranque del motor cohete.

En este primer estudio el objetivo principal era caracterizar el flujo a través de una tobera aerospike y, debido principalmente a la falta de datos al respecto en el departamento, conseguir unos resultados coherentes. Puesto que la geometría había sido generada exclusivamente para el presente trabajo, existe un objetivo paralelo en este estudio primario. Se ha tenido que definir una geometría correctamente dimensionada y caracterizada, así como una malla de discretización óptima para el tipo de problema a resolver.

Por una parte, el desarrollo geométrico, así como la discretización del dominio, se ha llevado a cabo correctamente y se ha conseguido afianzar los conocimientos pertinentes. Además, esto ha servido para englobar un trabajo de principio a fin, en el que todos los pasos han sido realizados por el mismo estudiante, lo cual es tan gratificante como completo.

En lo referente a resultados, se ha conseguido muy satisfactoriamente llevar a cabo el arranque, y conseguir trabajar con el software para obtener resultados coherentes y similares a los mostrados en el Capítulo 2. A partir de los contornos obtenidos se ha conseguido identificar estructuras del flujo del aerospike descritos en estudios realizados anteriormente y presentes en la bibliografía. Por ello, se considera exitoso este primer estudio.

### 6.1.2. Análisis de un ascenso de la tobera SL - 22 km.

Una vez se ha tenido arrancado el motor, se pretendía visualizar el comportamiento de esta tobera en una misión típica que debería desarrollar en la realidad. El ascenso ha servido para poder, por una parte, identificar el comportamiento del flujo cuando la presión exterior decrece. Se recuerda que una de las características clave de este tipo de toberas era la compensación de altitud (en comparación con toberas convencionales).

Se ha conseguido de nuevo caracterizar un patrón de flujo satisfactorio y coherente con la información que se tiene a la fecha de realización de este trabajo.

Debido que se observaba una gran subexpansión, se ha computado el empuje generado por la tobera a lo largo de todo el ascenso. Se ha comprobado que con la geometría que se ha calculado (aproximada a la real) el empuje decrecía a lo largo del ascenso. Lo más interesante de este estudio no ha sido la comentada tendencia, si no el repentino escalón que sufría esta magnitud al rebasar cierta altitud. Se ha podido obtener una correlación entre este escalón y la interacción entre los tubos de corriente que se desarrollan a los dos lados del spike. Este fenómeno, en gran parte determinado por la geometría y amplitud del truncamiento del spike, ha sido sometido a estudio. Se ha comprobado cómo una disminución del truncamiento (en concreto un 50 %), no sólo ha menguado la magnitud del escalón del empuje, si no que el comportamiento general de la tobera era de mayor rendimiento que la del caso original. Esto abre la puerta a un estudio exhaustivo de configuraciones de truncamiento hasta una configuración “*full spike*”. Por otra parte, también sería interesante comprobar que, pese a que el empuje y el rendimiento de la to-

bera ha decrecido con la altitud, las magnitudes son mayores que una tobera contorneada de relación de expansión equivalente.

### **6.1.3. Análisis de los efectos de flujo secundario en la base del *spike*.**

En cuanto al flujo secundario se han corroborado las mejoras en rendimiento que produce la introducción de flujo secundario por la base del *spike* truncado. Como se ha explicado en apartados anteriores, el truncamiento, que se utiliza con tal de minimizar el peso estructural del equipo de propulsión, tiene efectos aerodinámicos negativos que influyen en el rendimiento. Estos efectos aerodinámicos son principalmente recirculaciones. Se ha comprobado satisfactoriamente que los valores dados para porcentajes de sangrado en las referencias [11] son los que realmente mejoran en mayor grado las especificaciones de la tobera.

A sido de especial interés por otro lado la comparación entre influir productos de la combustión o aire atmosférico a través de la superficie porosa de la base del *spike*. Ha resultado ser más beneficiosa la introducción de aire atmosférico, obteniendo mayores valores de empuje. Respecto a este resultado, es necesario apuntar cierto matiz. Este estudio se ha realizado suponiendo un ensayo en banco a nivel del mar. Por ello, es posible que el aire a nivel del mar, con la temperatura según una atmósfera ISA, tenga mejores características para esta misión particular que los gases calientes producto de la combustión. Ahora bien, puesto que este tipo de vehículos están pensados para volar a altitudes muy grandes y a altas velocidades, es muy probable que bajo estas condiciones el aire no tenga tan buenas cualidades para un sangrado, y sea más beneficioso introducir productos de la combustión. Qué decir tiene que en misiones extra-atmosféricas, la introducción de aire no es viable.

### **6.1.4. Análisis de la expansión ante actuación de geometría variable.**

Este estudio se ha realizado con el fin de mitigar la condición de sub-expansión que sufre la tobera en el caso original a  $SL$ .

En este estudio no se han obtenido los resultados esperados, en el sentido de que en ninguna de las dos modificaciones realizadas se ha conseguido un funcionamiento de expansión óptima o bien sobre-expandida.

Sin embargo, se ha obtenido un resultado interesante. Se ha obtenido que para un divergente de longitud igual a la original y una relación de áreas un 20 % mayor que el caso original el empuje obtenido ha sido mayor que en la modificación posterior. Por ello, se ha encontrado de alguna manera un problema de optimización entre relación de áreas, longitud del divergente y empuje generado. Pese a que este siguiente estudio escapa a los objetivos primeros de este texto, sería interesante su continuación en trabajos futuros del mismo campo.

## 6.2. Conclusiones globales.

### 6.2.1. Consecución de objetivos.

El presente trabajo comenzó con el aprendizaje y el primer contacto con las fases y las bases sobre las que se apoya la resolución de problemas mediante CFD. El objetivo inicial era por tanto adquirir la soltura necesaria para poder desarrollar todos los estudios que se han llevado a cabo.

Seguidamente, el paso fue profundizar en los conocimientos específicos acerca de la propulsión cohete, los tipos de motores existentes, los principios físicos en los que se apoya su funcionamiento, y la fenomenología que se iba a discutir posteriormente en el trabajo.

Una vez asentadas las bases, se prosiguió con el procesado de las geometrías que se iban a analizar, preparándolas para las diferentes variaciones que iban a sufrir y los diferentes estudios que sobre ella se iban a resolver. Se prepararon por tanto dos versiones diferentes de spike, tres versiones diferentes de divergente, y el convergente anexo que se debía acoplar al dominio.

Por otra parte, se debió decidir el método de discretización más adecuado para el mallado del dominio, con tal de asegurar que el resultado obtenido iba a ser válido. Esto conllevaba por otra parte el estudio de independencia realizado, que aseguraba que los resultados obtenidos no dependían del número de elementos con los que se discretizó.

Una vez realizado todo esto, se estuvo en posición de comenzar a testar la geometría ante diferentes estudios.

Lo primero fue llevar a cabo el arranque de la tobera hasta la presión de diseño a partir de un número finito de fases *pseudo*-estacionarias, que harían más rápido el cálculo. Este estudio facilitó la comprensión y la identificación de diversos fenómenos transitorios que tienen lugar en el aerospike y que son de gran interés a la hora de llevar a cabo un diseño futuro.

Una vez arrancado, se decidió hacer ascender la tobera para comprobar la evolución de las especificaciones con la altura. Este estudio sirvió para reconocer la problemática de carácter aerodinámico que genera el truncamiento del spike. Con ello se tuvo que emplear una segunda geometría para llevar a cabo un reducido estudio paramétrico y extraer de él ciertas conclusiones.

Paralelamente, se llevó a cabo una comprobación de las mejoras que producía la introducción de flujo secundario a través de la superficie porosa de la superficie del spike (que el modelo real incorpora). Este estudio sirvió para corroborar los valores estimados en otros estudios ya realizados, que aseguran unos incrementos de empuje altos (o máximos). Por otra parte el estudio con diferentes tipos de fluido ha abierto las puertas a futuros trabajos al respecto.

Por último, la resolución del caso para diferentes configuraciones de la parte divergente confirma que afecta en alto grado al rendimiento último de la tobera, pero que existe un valor óptimo de la relación de áreas a partir del cual el rendimiento cae de nuevo. La búsqueda de este punto ha escapado a los objetivos del trabajo y al período temporal disponible para su resolución, y de nuevo se propone como punto de partida para futuros trabajos.

Habiendo postprocesado todos estos estudios, y habiendo extraído información útil y gráfica para concluir como se ha hecho, se ha dado por terminado el alcance temporal de este trabajo. Como se puede comprobar, se han ido solventando con éxito todos los problemas encontrados y se ha llegado a soluciones apropiadas para las exigencias del mismo.

### **6.2.2. Valoración final.**

De forma global, durante la realización de este trabajo se ha conseguido cumplir con los objetivos que se marcaron, durante el tiempo disponible para ello, consiguiendo resultados fiables y apropiados al nivel de exigencia. Además, esto ha servido para afianzar y asentar una gran parte de los conocimientos adquiridos a lo largo del Grado en Ingeniería Aeroespacial.

Por lo tanto el que suscribe el trabajo puede expresar su satisfacción por haber realizado un proyecto acorde a las necesidades y exigencias del título de Graduado en Ingeniería Aeroespacial. Título que obtendrá con la defensa del mismo.

Se expresa también el agradecimiento a todos aquellos que han estado en mayor o menor grado involucrados en este proyecto, y que han ayudado a su finalización con éxito.

Cabe decir por último que la totalidad de los elementos informáticos empleados y generados durante la realización de este trabajo se pondrán a disposición del Departamento de Máquinas y Motores Térmicos de la Universidad Politécnica de Valencia, para que de esta forma puedan ser utilizados en futuros trabajos o investigaciones en el ámbito.



## Parte II

### Pliego de condiciones



## **II.1. Introducción.**

A continuación se resumen las condiciones de trabajo en todos los aspectos que se han empleado para la realización de este proyecto, desde los aspectos informáticos (incluyendo software y hardware) hasta los aspectos humanos, pasando por las condiciones óptimas de tratamiento de los mismos acordes a la normativa vigente.

## **II.2. Condiciones del puesto de trabajo.**

### **II.2.1. Introducción.**

En el transcurso de la creación del presente trabajo, que ha constituido un espacio temporal de 8 meses, así como en la realización de cualquier tipo de trabajo relacionado con el trato de recursos informáticos, el trabajador se verá sometido a una serie de condiciones, las cuales serán capaces de influir en el rendimiento del mismo, tanto de forma positiva como negativa.

Por este motivo se han de evitar los riesgos laborales que se puedan producir a lo largo del tiempo de trabajo, tanto en el aspecto de la seguridad como en la ergonomía de uso.

Dado el trabajo realizado en el presente proyecto, se ha de tener en cuenta que el trabajador va a estar sometido a largos intervalos de tiempo en posiciones invariables, lo que puede suponer problemas de fatiga o estrés, así como malestar o cansancio.

Para ajustar el tipo de trabajo se ha de emplear el Real Decreto 488/1997 del 14 de Abril de dicho año, que trata sobre disposiciones mínimas de seguridad y de salud en lo relativo al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización, también conocidas como "PVD".

La definición de un equipo informático que incluye una PVD es el constituido por un teclado o dispositivo de entrada de datos, así como de un programa de interconexión entre la persona y la máquina y de accesorios ofimáticos. También se incluye en la definición el conjunto mesa-silla en el entorno laboral inmediato.

Se debe prestar atención a 4 variables para prever cualquier tipo de riesgos en el desarrollo de actividades relacionadas con este tipo de equipos:

- Tiempo de permanencia frente a la pantalla, el cual puede ser o bien de forma continuada o de forma intermitente.
- Tiempo de trabajo con la pantalla.
- Exigencia y complejidad de la tarea realizada por el operario frente a la pantalla de visualización.
- Necesidad de obtención de resultados de forma rápida y precisa

Los tipos de riesgos que se pueden hacer realidad con este tipo de trabajos se pueden clasificar en 3 tipologías diferentes, que son:

- **Seguridad.**

Debido a contactos eléctricos, caídas o golpes en el puesto de trabajo.

- **Higiene.**

Trata los aspectos relacionados con la iluminación y el ruido, así como las condiciones térmicas e higrométricas del entorno. También trata lo relacionado con aspectos biológicos como son la transmisión de virus y partículas nocivas a través de los diferentes elementos de entrada (teclado, ratón, etc.).

- **Ergonomía.**

Fatiga visual, picores, percepción borrosa y demás aspectos fisiológicos consecuencia de una interacción con los elementos de trabajo que no es la adecuada.

## II.2.2. Condiciones necesarias en el puesto de trabajo

Para cumplir con lo anterior y tratar de evitar riesgos, se han de cumplir las condiciones referentes a:

- **Medidas de emergencia.**

El lugar de trabajo deberá de contar con las medidas de emergencia necesarias para asegurar la protección del trabajador en casos de riesgo para la salud del mismo, tales como problemas con la instalación eléctrica o incendios, contando además con las necesarias alarmas y vías de evacuación acordes a la normativa vigente. También deberá asegurar la seguridad de los equipos informáticos, ya que son indispensables para el correcto desarrollo del trabajo de los operarios.

- **Instalación eléctrica.**

Deberá proporcionar la energía suficiente para el funcionamiento de los equipos de trabajo, en primer lugar, y después asegurar el correcto funcionamiento del resto de sistemas, tales como la iluminación del lugar de trabajo y el acondicionamiento de aire.

- **Condiciones termo-higrométricas.**

Los equipos instalados en el puesto de trabajo no deberán producir un calor adicional excesivo que pueda producir molestias. De la misma manera, el sistema de acondicionamiento de aire del lugar de trabajo deberá garantizar unas condiciones óptimas de temperatura y humedad a lo largo del año, sin que se produzca con ello molestia al trabajador.

## - Iluminación.

La iluminación general y la iluminación especial (de lámparas de trabajo), cuando su uso sea necesario, deberá garantizar unos niveles adecuados de iluminación y unas relaciones adecuadas de luminancias entre la pantalla y el entorno, teniendo en cuenta las características del trabajo y las necesidades visuales del usuario, así como el tipo de pantalla que se está empleando. El acondicionamiento del lugar de trabajo y del puesto de trabajo, así como de la situación y las características de las fuentes de luz que allí se encuentren deberán coordinarse de forma que se eviten deslumbramientos y reflejos molestos en el desarrollo normal de la actividad laboral.

## - Ergonomía.

Los posibles riesgos que se pueden encontrar en el puesto de trabajo, que han sido expuestos anteriormente, precisan de unas medidas de seguridad y prevención de riesgos que se establecieron en el Real Decreto 448/1997 del 17 de Abril del mencionado año. Las diferentes posturas que podemos adoptar en el puesto de trabajo condicionan las condiciones del mismo y como es afectado el trabajador en el proceso. Las obligaciones que se van a establecer a continuación en lo referente a los distintos elementos que componen los PVD se basan en lo expuesto por el citado Real Decreto.

- **Equipo**

La utilización del equipo de trabajo no ha de constituir un riesgo para el trabajador que interactúa con él.

- **Asiento**

El asiento de trabajo deberá ser estable, proporcionando al usuario libertad de movimiento y procurándole una postura confortable. La altura del mismo deberá ser regulable y el respaldo reclinable, y se dispondrá de un reposapiés para aquellos que deseen usarlo.

- **Mesa y espacio de trabajo**

La mesa de trabajo, o el lugar sobre el que se coloque el PVD deberá ser poco reflectante, tener dimensiones suficientes para alojar todos los elementos que se necesiten para su uso adecuado y permitir una colocación flexible de los elementos. El soporte para documentos deberá ser estable y regulable y estará colocado de tal modo que se reduzcan al mínimo los movimientos incómodos de la cabeza y los ojos. El espacio deberá ser suficiente para proporcionar a los trabajadores una posición cómoda.

- **Postura de referencia**

La función conjunta de las posibles posiciones del puesto de trabajo junto con la versatilidad de ángulos de visión de la pantalla y de uso del teclado deberá permitir al usuario la adopción de una postura de trabajo cómoda, que evite dolores en la espalda y cualquier tipo de molestia a largo plazo.

- **Pantalla**

Los caracteres de la pantalla deberán estar bien definidos y configurados de forma clara, y deberán tener una dimensión suficiente para ser visualizados correctamente. Esto incluye también la existencia de un espacio adecuado entre los caracteres y los renglones. La imagen de la pantalla deberá ser, además, estable, sin fenómenos de destellos, centelleos u otras formas de inestabilidad gráfica. El usuario de terminales con pantalla deberá poder ajustar fácilmente el brillo y el contraste de la misma y adaptarlos con ello a las condiciones del entorno de trabajo. Por último, la pantalla deberá ser orientable y reclinable, y deberá de conservar las propiedades expuestas en cualquiera de los ángulos de visión certificados.

- **Teclado**

El teclado deberá ser reclinable e independiente de la pantalla para permitir que el trabajador adopte una postura cómoda que no provoque cansancio en los brazos o las manos, así como deberá existir el espacio suficiente delante del teclado para que el usuario apoye los brazos y las manos. La superficie del teclado deberá ser mate a fin de evitar los reflejos y la disposición de las teclas del mismo deberá facilitar su uso, por lo que los símbolos y las letras existentes deberán resaltar adecuadamente y ser legibles desde la posición normal de trabajo.

- **Equipos de protección individual**

- **Ruido**

El ruido producido por los equipos informáticos instalados en el puesto de trabajo deberá tenerse en cuenta al diseñar la colocación de los mismos, especialmente en aquellos casos en los que el ruido sea lo suficientemente elevado como para perturbar la atención de los trabajadores.

## **II.3. Condiciones de los recursos informáticos.**

### **II.3.1. Introducción.**

En este apartado se va a describir lo referente a los recursos materiales y humanos que se necesitaran para la realización del presente trabajo, así como las condiciones que se han de verificar para un desarrollo correcto del mismo.

Se va a dividir este apartado entre los materiales empleados a nivel de hardware así como los programas que se han utilizado, a nivel de software.

El hardware empleado deberá ser lo suficientemente potente como para poder trabajar con los modelos de cálculo que precisa el trabajo, así como también deberá soportar la larga duración de los mismos, en la mayoría de los casos.

De la misma manera, el software que se va a emplear es de tipo profesional, capaz de

resolver con rapidez y precisión los casos planteados, mientras que presenta multitud de opciones a fin de poder configurar todos ellos. Esto repercutirá en el presupuesto final, ya que tanto uno como otro tendrán un coste elevado. Este precio relativamente alto, sobre todo en el caso del software, impide que personas particulares puedan realizar cálculos como los presentes en este proyecto, siendo necesaria la cooperación con algún organismo de alto nivel para poder emplearlos, como es el caso del Departamento de Máquinas y Motores Térmicos en este caso. El programa que se incluye dentro de las condiciones de uso descritas es, en este caso, el software FLUENT de ANSYS, Inc.<sup>®</sup>. Además, se han empleado otra serie de programas auxiliares, tanto para el preproceso como el postproceso de los casos, como son la herramienta ofimática Excel<sup>®</sup> o el software de tratamiento de imágenes Adobe Photoshop<sup>®</sup> y Acrobat<sup>®</sup>.

Por último, como se mencionará más adelante, se ha empleado también un clúster de cálculo propiedad del Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, que, dada su gran potencia de cálculo, ha sido de especial utilidad en los casos en los que se tenía un problema de gran tamaño de memoria. Dicha maquina es también de un elevado coste y su uso ha sido posible gracias a la cooperación antes citada.

### II.3.2. Condiciones del Hardware.

#### - Ordenador Portátil.

Para la realización de este trabajo se ha empleado un ordenador portátil, propiedad de quien suscribe este proyecto, que fue adquirido el 1 de Junio de 2010, y sobre el que se han realizado la gran mayoría de los cálculos y tratamientos de postprocesado que se muestran en el presente proyecto. El portátil es de marca Apple, modelo MacBook Pro 13.3" Mid-2010, y cuenta las características técnicas que se muestran en la Tabla II.1:

<b>Sistema Operativo</b>	Windows 8.1 N
<b>Pantalla</b>	13,3" LED
<b>Comunicación</b>	AirPort Extreme (802.11a/b/g/n)
	Bluetooth 2.1+EDR
	Gigabit Ethernet
	Firewire 800
	USB 2.0 (×2)
	SD Card, mini-DVI
<b>Procesador</b>	2.4 GHz Intel Core 2Duo (P8600)
<b>Cache</b>	3Mb
<b>RAM</b>	4Gb DDR3 1066 MHz
<b>T. Gráfica</b>	NVIDIA GeForce 320M
<b>M. Gráfica</b>	256Mb DDR3 SDRAM
<b>HDD/SSD</b>	250 Gb SATA / 240Gb SATA3
<b>Entrada</b>	Teclado - Trackpad

Tabla II.1: Especificaciones técnicas del ordenador portátil empleado para el desarrollo de este trabajo.

El precio del ordenador en el momento de la compra fue de 1300€.

#### - Estación de Cálculo.

Para el cálculo de casos de gran tamaño, así como medio de apoyo en el caso de gran carga de trabajo, se ha empleado también una estación de cálculo, con conexión a la misma mediante intranet interna, con las características técnicas de la Tabla II.2, y un precio, en este caso de 5.500 €:

<b>Sistema Operativo</b>	Windows 7
<b>Pantalla</b>	21" Full HD
<b>Comunicación</b>	WiFi Bluetooth v4.0 Ethernet
<b>Procesador</b>	2x Intel Xeon E5-2640
<b>Cache</b>	15Mb
<b>RAM</b>	8x16Gb, 1333MHz
<b>T. Gráfica</b>	NVIDIA Quadro 4000
<b>M. Gráfica</b>	2 Gb - GDDR5
<b>HDD/SSD</b>	4 Tb SATA / 240Gb
<b>Entrada</b>	Teclado

Tabla II.2: Especificaciones técnicas de la estación de trabajo de apoyo para el desarrollo de este trabajo.

### II.3.3. Condiciones del Software.

A continuación se describen las condiciones que han de cumplir los programas empleados en la realización de este trabajo a fin de cumplir correctamente su función y participar de la producción total del mismo.

#### - Software CAD - simulación numérica.

El software encargado para la generación de la geometría y el posterior traspaso de esta al software encargado de la simulación numérica y el cálculo de los casos ha sido el paquete *DesignModeler*<sup>®</sup> de ANSYS Inc<sup>®</sup>. Destaca principalmente por la alta interacción con el resto del software y la facilidad de intercambio de programas dentro de la plataforma Workbench.

El programa de simulación numérica ha sido el ya mencionado FLUENT de ANSYS, Inc.<sup>®</sup>, cuyo aprendizaje se ha realizado de forma paralela a la realización del trabajo, y del que se tienen excelentes referencias sobre los resultados obtenidos gracias a su uso continuado por parte del Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, que es asimismo quien suministra la licencia para este programa. La licencia cuenta con la capacidad de simulación en paralelo, haciendo uso de los 2 núcleos con los que cuenta el portátil anteriormente mostrado y es de renovación anual.



**- Postproceso numérico.**

El postprocesado numérico se ha empleado en todos los apartados de este trabajo, y se han utilizado para ello tanto el propio paquete de ANSYS® encargado de esta parte de la simulación como en papel de apoyo el software ofimático Excel de Microsoft® o MATLab®.

**- Redacción del trabajo.**

Por último, la redacción del presente trabajo se ha realizado en L<sup>A</sup>T<sub>E</sub>X a través de su cliente de edición *texmaker* y el distribuidor *MiKTeX*.



Parte III  
Presupuesto



### III.1. Introducción.

En este capítulo se pretende valorar de forma cuantitativa y monetaria el trabajo invertido en el desarrollo del presente trabajo. Para ello se tendrá en consideración el número de horas dedicadas por el personal implicado en el proyecto, así como los recursos materiales involucrados. Como unidad para cuantificar el esfuerzo invertido por el personal implicado se utilizará la hora de trabajo ( $h$ ). La unidad monetaria serán los euros por hora de trabajo ( $\text{€}/h$ )

### III.2. Relación de actividades.

En primer lugar se va a llevar a cabo una descomposición del total del trabajo realizado, donde se detalla cada una de las etapas que se han llevado a cabo.

Dada la naturaleza del trabajo, que engloba en su interior diferentes tipos de subtrabajos relacionados con los diferentes aspectos que se han tenido que comprender en la tobera analizada, todas las actividades que se mencionan a continuación hacen referencia en su totalidad a la realización de:

- Investigación y obtención de la geometría y especificaciones técnicas de un *aerospike*.
- Arranque hasta las condiciones óptimas de funcionamiento.
- Ascenso de la tobera hasta una altitud de 18 *km*.
- Introducción de flujo secundario a través de la base del *spike*.
- Efecto de geometría variable en el divergente de la célula de expansión.

Dados estas subtarear que se han tenido que realizar para la completación con éxito del trabajo total, se han llevado a cabo las siguientes actividades:

#### 1. Recopilación y análisis de la información disponible acerca de toberas *aerospike*.

Búsqueda de la documentación necesaria para el correcto desarrollo del trabajo. Se fundamenta en el estudio del manual de uso del software, libros acerca de las bases físicas del problema que se va a analizar, artículos científicos relativos a los casos de estudio, recopilación de datos reales del prototipo que se va a simular por ordenador, etc.

#### 2. Tratamiento de las geometrías recopiladas, así como generación del dominio de cálculo óptimo.

En este caso se trata de interpretar los datos obtenidos acerca de una geometría real a analizar e introducirlos en el software de simulación. Es muy importante invertir el tiempo necesario para esta actividad, pues el resto de tareas se apoyarán en la buena resolución de esta primera.

### 3. Discretización del dominio de cálculo mediante el mallado de las geometrías.

Una vez implementada la geometría en el software, se deberá discretizar en base a los métodos que más y mejor se ajusten a las características de la geometría a simular. De nuevo es crucial completar con éxito esta fase, pues los cálculos y por extensión los resultados dependen en alto grado de lo realizado en esta tarea.

### 4. Configuración de los casos de estudio.

De forma análoga a la tarea 2, se trata de implementar en el programa de resolución numérica cada uno de los casos de estudio con los odelos físicos que más se ajusten a los fenómenos que tienen lugar en ellos. Además de los modelos, se deberá particularizar el caso mediante las condiciones de contorno de cada estudio en concreto. En definitiva es traducir la información de un problema real a *inputs* en el software.

### 5. Lanzamiento del cálculo de los casos de estudio.

Ejecución de los cálculos con la monitorización de residuales y parámetros pertinentes que ayuden a la convergencia.

### 6. Postprocesado de las soluciones válidas para cada caso.

Obtención y análisis de los resultados directamente extraíbles de la simulación CFD, así como de otros resultados derivados a partir de éstos. Además, es interesante la obtención de material gráfico e ilustrativo que muestra de forma más intuitiva y fácil la información que se deduce de los resultados obtenidos. Por otra parte, puede ser útil la implementación de códigos que trabajen en lugar del usuario con tareas con alta repetitividad y baja probabilidad de fallo.

### 7. Elaboración del trabajo escrito.

Redacción y edición de la presente memoria para tutores y directores del Trabajo Fin de Grado en complemento a la presentación oral que se deberá realizar en frente del tribunal de evaluación del Trabajo Fin de Grado.

## III.3. Recursos.

Para la realización de todas las actividades mencionadas en la Sección III.2, se ha requerido de una serie de recursos tanto técnicos y materiales como propiamente humanos.

### III.3.1. Humanos.

Dentro de los recursos humanos para la realización del proyecto, se tienen a las siguientes personas, las cuales han realizado su actividad en el despacho de estudio CFD del Departamento de Máquinas y Motores Térmicos (DMMT) de la Universidad Politécnica de Valencia (UPV).

**Manager**

Encargado de la coordinación general de las tareas y de la consecución a tiempo de las mismas.

Se estima un coste de 60€/h.

**Técnico**

Encargado del apoyo y enseñanza de las técnicas necesarias para la realización del proyecto a quien lo suscribe.

Se estima un coste de 25€/h.

**Graduado**

Quien suscribe este proyecto.

Se estima un coste de 50€/h.

**III.3.2. Materiales.**

Dentro de los recursos materiales que se han empleado, se tiene lo siguiente.

- Apple MacBook Pro Core 2 Duo 2.4 13" Mid-2010.
- Clúster de trabajo.
- Ratón portátil.
- Materiales fungibles.

**III.4. Presupuesto por actividades.**

Conocidas las actividades, se puede calcular el coste total del proyecto, comenzando por el coste que ha tenido cada una de ellas.

En primer lugar se presenta un resumen de los costes dependientes del tiempo expuestos con anterioridad.

	Unidades	€·uds/h	€/h
<b>Manager</b>	1	60	60
<b>Ingeniero</b>	1	50	50
<b>Técnico</b>	1	25	25
<b>Software CFD</b>	1	0,250	0,25

Tabla III.3: Resumen de costes materiales y humanos.

Conociendo el tiempo dedicado por cada uno de estos elementos en cada una de las actividades llevadas a cabo, se obtiene la Tabla III.4 resumen de precios, donde se ha de tener en cuenta que el espacio temporal que recoge este Trabajo Fin de Grado son 8 meses.

#N	Actividad	Manager (h)	Ingeniero (h)	Técnico (h)	Software (h)	Total (h)	Total (€)
1	Recopilación	6	60	40	0	110	4400
2	Geometría	18	180	180	180	560	14600
3	Mallado	12	120	120	120	370	9800
4	Configuración	10	100	25	1200	1340	6500
5	Cálculo	10	100	50	1400	1560	7200
6	Postprocesado	5	50	25	1000	1080	3700
7	Elaboración	10	100	0	0	110	5600

Tabla III.4: Tabla resumen de los costes totales por actividades.

### III.5. Presupuesto final.

Conocido el coste que tiene cada una de las actividades, en función del tiempo dedicado a ellas por parte de cada uno de los recursos que se necesitan en su desarrollo, se puede plantear la Tabla III.5 donde aparecen las cifras totales de costes.

	Manager (h)	Ingeniero (h)	Técnico (h)	Software (h)	Total (h)	Total (€)
<b>TOTAL</b>	<i>71h</i>	<i>710h</i>	<i>440h</i>	<i>3900h</i>	<i>5130h</i>	<i>51800 €</i>

Tabla III.5: Tabla resumen de los costes finales.

Y añadiendo el coste fijo de los demás elementos utilizados de la Tabla III.6.

Ítem	Precio
<b>Portátil</b>	1300€
<b>Ratón</b>	15€
<b>Clúster</b>	5000€
<b>Fungibles</b>	60€

Tabla III.6: Tabla resumen de los costes fijos.

Sumando todos los costes calculados para la realización del TFG queda calculado el presupuesto total.

**TOTAL: 57900€**  
# CINCUENTA Y SIETE MIL NOVECIENTOS EUROS#



**Parte IV**  
**Apéndices**





# Scripts de MatLAB

## A.1. Script para el cálculo el cluster.

```
1 % Diaz de Argandoña, Nacho.
2 % Script para cálculo en cluster. UPV - 2014.
3
4 clc; clear all;
5 load('pres_temp.mat','Pres','Temp');
6 Pc=Pres;
7 Tc=Temp;
8
9 % Strings utiles
10
11 path='/data/groupcfd/PFC_2014/PFC_Diaz_de_Argandona/Recalculo/';
12 order_bc_part_1='/define';
13 order_bc_part_1_1='/boundary-conditions/pressure-inlet inlet yes no ';
14 order_bc_part_2=' no 100000 no ';
15 order_bc_part_3=' no yes yes no 2.6 no 64';
16 order_bc_part_4=' no no 1';
17 order_writedata='/file/write-data';
18 order_readdata='/file/read-data';
19 order_writecase='/file/write-case';
20 order_readcase='/file/read-case';
21 order_solve='/solve/iterate';
22
23 scriptname='DDA_journal_cluster';
24 filename_initial='Recalculo_200000_351';
25 filename='RECALCULO';
26
27
28 % Abrir fichero de texto con permisos de escritura
29 fid=fopen([scriptname '.txt'],'w');
30
31
32 % Leer case & data del fichero inicial en Fluent
```

```

33 fprintf(fid, '%s %s%.cas', order_readcase, path, filename_initial);
34 fprintf(fid, '\r\n%s %s%.dat\r\n', order_readdata, path, filename_initial);
35
36 % Bucle de cálculo
37 for i=2:length(Pres)
38     iter    = '5000';
39 if i==length(Pres)
40     iter    = '7000';
41 end
42 % Condicion de contorno
43 fprintf(fid, '%s%s%s%s%s%s\r\n', order_bc_part_1, order_bc_part_1_1,
    num2str(Pc(i)), order_bc_part_2, num2str(Tc(i)), order_bc_part_3,
    order_bc_part_4);
44 % Numero de Courant
45 if Pc(i)<1670000
46     fprintf(fid, '/solve/set/p-v-controls 3 0.5 0.5');
47 else
48     fprintf(fid, '/solve/set/p-v-controls 5 0.5 0.5');
49 end
50 % Guardar cas
51 fprintf(fid, '\r\n%s %s%s_%.s%.cas\r\n', order_writecase, path, filename,
    num2str(Pc(i)), num2str(Tc(i)));
52 % Iteraciones
53 fprintf(fid, '%s %s\r\n', order_solve, iter);
54 fprintf(fid, 'yes\r\n');
55 % Guardar dat
56 fprintf(fid, '%s %s%s_%.s%.dat\r\n', order_writedata, path, filename,
    num2str(Pc(i)), num2str(Tc(i)));
57 end
58 % Cerrar el programa
59 fprintf(fid, '\nexit');
60 % Cerrar el fichero de texto
61 fclose(fid);

```

## A.2. Script para ilustraciones.

```

1 % Diaz de Argandoña, Nacho.
2 % Script para obtención de ilustraciones. UPV - 2014.
3
4 clc; clear all;
5 load('pres_temp_alt.mat', 'Pres', 'Temp');
6
7 % Strings comunes.
8 %path1='D:\CMT\PROYECTO\ANSYS\Flechas\';
9 path1='D:\CMT\PROYECTO\ANSYS\ALTITUD\NEW_RAMP\';
10 %path2='D:\CMT\PROYECTO\ANSYS\Cluster\';
11 pathpic='D:\CMT\PROYECTO\ANSYS\tiff_files\';
12 pathdetalle='D:\CMT\PROYECTO\ANSYS\detalle_outlet.vw';
13 pathspike='D:\CMT\PROYECTO\ANSYS\spike.vw';
14 order_readdata='/file/read-data';
15 order_readcase='/file/read-case';
16 formatoetiqueta='%0g';
17
18 scriptname    ='DDA_journal_newramp';

```

```

19 %filename2          ='ALT';
20 filename1          ='NEWRAMP';
21
22 % Creación del fichero de texto con permisos de escritura
23 fid=fopen([scriptname '.txt'],'w');
24
25 % Archivo inicial convergido
26 fprintf(fid, '%s %s%s.cas', order_readcase, path1, filename_initial);
27 fprintf(fid, '\r\n%s %s%s.dat\r\n', order_readdata, path, filename_initial);
28
29 % Bucle de fotos
30 for i=1:length(Pres)
31     if Pres(i)<7600
32         break;
33     end
34     if Pres(i)<realmax
35         %Leer case & data en Fluent en primera ruta
36         fprintf(fid, '%s %s%s_%s_%s.cas', order_readcase, path1, filename1,
37             num2str(Pres(i)), num2str(Temp(i)));
38         fprintf(fid, '\r\nok');
39         fprintf(fid, '\r\n%s %s%s_%s_%s.dat\r\n', order_readdata, path1,
40             filename1, num2str(Pres(i)), num2str(Temp(i)));
41         fprintf(fid, 'ok\r\n');
42     % else
43     % Leer case & data en Fluent en segunda ruta
44     % fprintf(fid, '%s %s%s_%s_%s.cas', order_readcase, path2, filename2,
45     % num2str(Pres(i)), num2str(Temp(i)));
46     % fprintf(fid, '\r\nok');
47     % fprintf(fid, '\r\n%s %s%s_%s_%s.dat\r\n', order_readdata, path2,
48     % filename2, num2str(Pres(i)), num2str(Temp(i)));
49     % fprintf(fid, 'ok\r\n');
50     end
51
52 % Desactivar convergente la parte convergente de la tobera
53 fprintf(fid, '/mesh/modify-zones/deactivate-cell-zone 11 ()\r\n');
54
55 % Esquema de color clasico
56 fprintf(fid, '/display set colors color-scheme classic\r\n');
57 fprintf(fid, 'q\r\n');
58 fprintf(fid, 'q\r\n');
59 fprintf(fid, 'q\r\n');
60
61 % Activar simetria
62 fprintf(fid, '/display/set mirror-zones 16 ()\r\n');
63
64 % Activar sólo la mesh de las walls
65 fprintf(fid, '/display/set/mesh-surfaces 1 9 7 8 ()\r\n');
66
67 % Resolución de los vectores
68 fprintf(fid, '/display/set/picture/x-resolution 1500\r\n');
69 fprintf(fid, '/display/set/picture/y-resolution 750\r\n');
70
71 % Cargar view "detalle-outlet"

```

```

70     fprintf(fid, '/views/read-views %s\r\n', pathdetalle);
71     fprintf(fid, 'ok\r\n');
72     fprintf(fid, '\r\n');
73     fprintf(fid, '/views/restore-view/detalle_outlet\r\n');
74     fprintf(fid, 'q\r\n');
75
76 % Formato de las etiquetas en la escala de colores, skip 20
77     fprintf(fid, '/display/set/windows/scale/format %s\r\n',
78         formatoetiqueta);
79     fprintf(fid, '/display/set/colors/skip-label 20\r\n');
80
81 % Vectores de mach number
82     fprintf(fid, '/display/vector velocity mach-number 0 5 0.01 7\r\n');
83
84
85 % Foto en .png
86     fprintf(fid, '/display/save-picture %svector_flechas_%s_%s.png\r\n',
87         pathpic, num2str(Pres(i)), num2str(Temp(i)));
88
89 % Resolución contorno de Mach
90     fprintf(fid, '/display/set/picture/x-resolution 1500\r\n');
91     fprintf(fid, '/display/set/picture/y-resolution 750\r\n');
92
93 % Cargar view "spike"
94     fprintf(fid, '/views/read-views %s\r\n', pathspike);
95     fprintf(fid, 'ok\r\n');
96     fprintf(fid, '\r\n');
97     fprintf(fid, '/views/restore-view/spike\r\n');
98
99 % 100 niveles de contorno
100     fprintf(fid, '\r\n/display/set/contours/n-contour 100\r\n');
101
102 % Formato de las etiquetas en la escala de colores
103     fprintf(fid, '/display/set/windows/scale/format %s\r\n',
104         formatoetiqueta);
105     fprintf(fid, '/display/set/colors/skip-label 20\r\n');
106
107 % Node Values
108     fprintf(fid, '/display/set/contours/node-values yes\r\n');
109
110 % Dibujar la mesh
111     fprintf(fid, '/display/set/contours/render-mesh yes\r\n');
112
113 % Contorno de mach number
114     %fprintf(fid, 'q\r\n');
115     fprintf(fid, '/display/contour mach-number 0 5\r\n');
116     fprintf(fid, '/display/set/windows/text/visible no\r\n');
117     fprintf(fid, '/display/set/windows/scale/font-size 0.04\r\n');
118
119 % Foto en .png
120     fprintf(fid, '/display/save-picture %scontour_mach_newramp_%g.png\r\n',
121         pathpic, i);
122     fprintf(fid, '\r\n');

```

```

121
122 % Reactivar parte convergente de la tobera
123     fprintf(fid, '/mesh/modify-zones/activate-cell-zone 11 ()\r\n');
124     fprintf(fid, '\r\n');
125 end
126 % Salir del programa
127 fprintf(fid, '\r\nexit');
128 fprintf(fid, '\r\nok\r\n');
129 % Cerrar el archivo de texto
130 fclose(fid);

```

### A.3. Script para obtener el empuje.

```

1 % Diaz de Argandoña, Nacho.
2 % Script para obtención de empuje. UPV - 2014.
3
4 clc; clear all;
5 load('pres_temp_alt.mat', 'Pres', 'Temp', 'alt');
6
7 path='D:\CMT\PROYECTO\ANSYS\ALTITUD\NEW_RAMP\NEW_RAMP_report\';
8 excelname='thrust_newramp.xlsx';
9 THRUST=zeros(1,length(Pres));
10
11 for i=1:length(Pres)
12     %if Pres(i)<7600
13     %break;
14     %end
15     if i==65
16         i=i+1;
17     end
18     filename=[path 'thrust_' num2str(i)];
19     [press,Visc,TOTAL,cp,cv,ct] = textread(filename,...
20         'Net %f %f %f %f %f %f',...
21         'headerlines', 18);
22     THRUST(i)=TOTAL;
23 end
24 resultado=[alt(2:length(alt))',THRUST'];
25 xlswrite([path excelname],resultado);
26 %xlswrite([path 'pres_temp_alt'],[Pres',Temp']);

```

### A.4. Script de presión-temperatura en el arranque.

```

1 % Diaz de Argandoña, Nacho.
2 % Script con las presiones utilizadas en el arranque. UPV - 2014.
3
4 clear all; clc;
5
6 % Valores iniciales con datos de mach number
7 Pini    = 200000;
8 Tini    = 351;
9
10 % Vectores vacios
11 Pres    = [];

```

```

12 Temp      = [];
13
14 % Primeras iteraciones manuales
15 Pres      = [Pres Pini 300000 400000 400500 500000 500500 600000 605000];
16 Temp      = [Temp Tini 408 464 465 521 600 577 581];
17
18 % Incrementos del 5%
19 iPc       = Pres(length(Pres))/1000;
20 while iPc<1400
21     iPc     = round(iPc*1.05);
22     Pres    = [Pres iPc*1000];
23
24     iTemp   = round(0.000567*iPc*1000+237.63);
25     Temp    = [Temp iTemp];
26 end
27
28 % Valor de la presión intermedio
29 Pres      = [Pres 1500*1000];
30 Temp      = [Temp round(0.000567*1500*1000+237.63)];
31 iPc       = 1500000;
32
33 % Incrementos del 2%
34 while iPc<1630000
35     iPc     = round(iPc*1.02);
36     Pres    = [Pres iPc];
37
38     iTemp   = round(0.000567*iPc+237.63);
39     Temp    = [Temp iTemp];
40 end
41
42 % Valores finale intermedios
43 Pres(length(Pres)) = 1648000;
44 Temp(length(Temp)) = 1172;
45 Pres              = [Pres 1673000];
46 Temp              = [Temp 1186];
47
48 % Iteraciones finales al 1.5%
49 iPc=1e2*16.73;
50 Pc=[];
51 percent=1.015;
52 while iPc<59.088*1e2
53     iPc=round(iPc*percent);
54     Pc=[Pc iPc];
55 end
56 Pc=Pc*1e3;
57 Pc(length(Pc))=5.9088*1e6;
58 Pc=round(Pc);
59 Tc=round(0.000567*Pc+237.63);
60
61 Pres = [Pres Pc];
62 Temp = [Temp Tc];
63
64 % Exportacion de los vectores
65 save('pres_temp.mat','Pres','Temp');

```



# Bibliografía

- [1] ANSYS, Inc. *Fluent User's Guide*. Release 14.5. Octubre 2012.
- [2] ANSYS, Inc. *Fluent Theory Guide*. Release 14.5. Octubre 2012.
- [3] Sutton, G., Biblarz, O. *Rocket Propulsion Elements*.
- [4] Dieter K. Huzel and David H. Huang. *Design of liquid-propellant rocket engines*. Rocketdyne Division of Rockwell International. 1992.
- [5] Moriñigo, J.A. *Estudio Numérico de la Histéresis y Cargas Laterales en Toberas de Motor Cohete de Empuje Óptimo Sobre-expansionadas*. Universidad Politécnica de Madrid. 2004.
- [6] M.G. D'Agostino, Y.C. Lee, T.S. Wang. *X-33 XRS-2200 Linear Aerospike Engine Sea Level Plume Radiation*. NASA Marshall Space Flight Center, Huntsville Alabama.
- [7] Juan José Díaz de Argandoña. *Estudio CFD del flujo de entrada a los compresores en el nuevo ECS eléctrico para aeronaves business*. Proyecto Final de Carrera. 2013.
- [8] Carla Furquet. *Análisis de Fenómenos de Histéresis en Toberas de Motores Cohete*. Proyecto Final de Carrera. 2013.
- [9] Vicente Dolz Ruiz. *Apuntes de la asignatura: Mecánica de Fluidos*. 2º Curso de Grado en Ingeniería Aeroespacial. CMT-DMMT. ETSID-UPV.
- [10] José Pedro Magraner Rullán. *Apuntes de la asignatura: Mecánica de Vuelo, 11889\_2013\_PRO\_01 S. I., I.S.A.*. 3º Curso de Grado en Ingeniería Aeroespacial. CMT-DMMT. ETSID-UPV.
- [11] Joshua N. Hall, Captain, USAF. *Optimized dual expander aerospike rocket*. Thesis. Department of the Air Force. Air University. Air Force Institute of Technology.
- [12] Aerorocket Aerospike software. John Cipolla. 1999-2004.
- [13] <http://www.wikipedia.org>
- [14] <http://www.cfd-online.com/>
- [15] <https://confluence.cornell.edu>
- [16] <https://www.sharcnet.ca>

- [17] <http://www.usc.edu/>
- [18] <http://www.daviddarling.info/>
- [19] <http://www.engapplets.vt.edu/>
- [20] <http://wiki.seds.org/>
- [21] <http://www.dlr.de/>