

GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍA
INDUSTRIAL

TRABAJO FIN DE GRADO

ANÁLISIS AERODINÁMICO Y "RECOVERY" DE UN COHETE SÓLIDO

Alumno: Mancha de Pablos, Ignacio

Director: Esteban Alcalá, Gustavo Adolfo

Curso: 2018-2019

Fecha: 21/06/2019

eman ta zabal zazu



Universidad del País Vasco Euskal Herriko Unibertsitatea

BILBOKO
INGENIARITZA
ESKOLA
ESCUELA
DE INGENIERÍA
DE BILBAO

RESUMEN TRILINGÜE

❖ Español

Mediante este documento se pretende realizar un análisis aerodinámico del vuelo de un cohete sólido haciendo uso de programas de CFD (Dinámica de Fluidos Computacional), de tal forma que se pueda validar la geometría.

Para ello, se realizarán cálculos referentes al ascenso y al descenso del cohete durante su vuelo. En el primero de ellos, se realizarán un estudio de la estabilidad de vuelo, así como las fuerzas aerodinámicas a las que se verá sometido. Por otro lado, de acuerdo con los resultados de las simulaciones, se seleccionarán tanto el paracaídas a utilizar así como el lugar de lanzamiento.

Por último pero no menos importante, gracias al lanzamiento real que tendrá lugar previo a la publicación de este documento, se podrá realizar una comparativa entre los resultados obtenidos mediante los análisis de ordenador y los datos experimentales obtenidos durante el vuelo de Bravo.

Palabras clave: CFD, cohete, transónico, recuperación.

❖ English

The aim of this document is to perform an aerodynamic analysis on the flight of a solid rocket by means of CFD (Computational Fluid Dynamics) programming, so that the geometry gets validated.

To do so, calculations referred to both the ascent and descent of the rocket will be taken into account. First off, both the aerodynamic forces exerted on the body and its flight stability will be studied. Then, a parachute will be selected accordingly to the results obtained by the simulations, as well as a proper spot for the launch.

Last but not least, thanks to the fact that an actual launch will be taking place prior to the publication of this document, we will be able to make a comparison between the results obtained through the theoretical calculations and the experimental data recovered from Bravos's flight.

Keywords: CFD, rocket, transonic, recovery.

❖ Euskara

Dokumentu honen helburua suziri solido baten azterketa aerodinamiko burutzea da, CFD (Jariakin Konputazionalen Dinamika) bidezko programazioa erabiliz, suziriaren geometria balioztatzeko.

Horretarako, hegaldian zehar suziriaren igoerari eta jaitsierari dagozkien kalkuluak hartuko dira kontuan. Igoerari dagokionez, hegaldiaren egonkortasunaren eta gorputzak jasango dituen indar aerodinamikoaren inguruko azterketa egingo da. Bestalde, egindako simulazioetatik lortutako emaitzetan oinarrituz, Bravok eramango duen jausgailua zehaztuko da, jaurtiketa egiteko leku egokiena aukeratzeaz gain.

Azkenik, dokumentu hau argitaratu baino lehen egingo den Bravoren jaurtiketari esker, datu esperimentalak lortuko dira, aurretik ordenagailuaren bidez egindako simulazioetatik lortutako emaitzekin alderatu ahal izango direnak.

Hitz gakoak: CFD, suziri, transoniko, berrezkuratzea.

ÍNDICE DE CONTENIDO

RESUMEN TRILINGÜE.....	i
ÍNDICE DE FIGURAS.....	vii
ÍNDICE DE TABLAS.....	xi
LISTA DE ABREVIACIONES.....	xiii
1 MEMORIA.....	1
1.1 Introducción.....	1
1.2 Contexto.....	1
1.3 Objetivos y alcance del trabajo.....	5
1.4 Beneficios que aporta el trabajo.....	6
1.5 Análisis del estado del arte.....	7
1.5.1 Dinámica de fluidos.....	7
1.5.1.1 Introducción al régimen transónico ^[1]	8
1.5.1.2 Ondas de choque y expansión ^[2] ^[3]	9
1.5.1.2.1 Choques normales.....	11
1.5.1.2.2 Choques oblicuos.....	13
1.5.1.2.3 Ondas de expansión de Prandtl-Meyer.....	16
1.5.1.3 Fuerzas y momentos aerodinámicos ^[4]	17
1.5.1.4 Concepto de centro de presiones, CP ^[4]	19
1.5.1.5 Teoría de la capa límite ^[4]	20
1.5.1.5.1 Propiedades de la capa límite.....	21
1.5.1.5.2 Corrección para flujo compresible.....	22
1.5.2 CFD ^[5]	23
1.5.2.1 Modelos de flujo ^[6]	24
1.5.2.1.1 Volúmenes de control finitos.....	24
1.5.2.1.2 Elemento de fluido infinitesimal.....	25
1.5.2.2 Ecuaciones de gobierno ^[7]	25
1.5.2.2.1 Ecuación de continuidad.....	25
1.5.2.2.2 Conservación de la cantidad de movimiento.....	26
1.5.2.2.3 Ecuación de la energía.....	26

1.5.2.3	Modelo de turbulencia: Spalart-Allmaras (1eqn) ^{[8] [9]}	27
1.5.2.3.1	Términos de producción	27
1.5.2.3.2	Términos de difusión.....	27
1.5.2.3.3	Términos de destrucción	28
1.5.2.3.4	Calibración del modelo	28
1.5.2.4	Funcionamiento general de un código de CFD ^{[4] [10]}	28
1.5.2.4.1	Preprocesador	29
1.5.2.4.2	Solucionador	29
1.5.2.4.3	Postprocesador	29
1.5.2.5	Método de los volúmenes finitos ^[10]	30
1.5.3	Star-CCM+ ^[11]	30
1.5.4	ANSYS Fluent ^[12]	34
1.5.5	OpenRocket ^[13]	37
1.6	Análisis de alternativas.....	48
1.7	Análisis de riesgos	49
2	METODOLOGÍA SEGUIDA EN EL DESARROLLO DEL TRABAJO	51
2.1	Planificación	51
2.1.1	Tareas	51
2.1.2	Hitos.....	53
2.2	Diagrama de Gantt.....	53
2.3	Exposición de los cálculos y resultados.....	55
2.3.1	Descripción de la geometría.....	55
2.3.1.1	Geometría externa.....	55
2.3.1.2	Motores	57
2.3.1.2.1	Aerotech J350-W	57
2.3.1.2.2	Cesaroni H125	58
2.3.1.3	Paracaídas.....	58
2.3.1.4	Distribución de masas y centro de gravedad, CG	59
2.3.2	Ascenso.....	59
2.3.2.1	Geometría.....	59
2.3.2.2	Malla	61

2.3.2.3	Fluent	65
2.3.2.4	Resultados.....	66
2.3.2.4.1	Caracterización del C_d	66
2.3.2.4.2	Análisis de estabilidad	71
2.3.2.4.3	Ondas de choque y expansión.....	73
2.3.2.4.3.1	Mach 1,2	73
2.3.2.4.3.2	Mach 0,8	76
2.3.2.4.3.3	Mach 1	78
2.3.3	Recovery	79
2.3.3.1	Geometría.....	79
2.3.3.1.1	Paracaídas de serie.....	80
2.3.3.1.2	Paracaídas nuevo	80
2.3.3.2	Malla	81
2.3.3.2.1	Paracaídas de serie.....	81
2.3.3.2.2	Paracaídas nuevo	83
2.3.3.3	Fluent	85
2.3.3.4	Estudio para el Aerotech J350-W (primer motor considerado).....	85
2.3.3.4.1	Análisis paracaídas de serie.....	85
2.3.3.4.2	Elección de un nuevo paracaídas	91
2.3.3.4.3	Lugar de lanzamiento.....	93
2.3.3.4.3.1	Primer análisis.....	94
2.3.3.4.3.2	Segundo análisis	95
2.3.3.5	Estudio para el Aerotech H125 (motor utilizado en el lanzamiento)	96
2.3.3.5.1	Análisis paracaídas de serie.....	96
2.3.3.5.2	Análisis para el nuevo paracaídas	98
2.3.3.5.3	Lugar de lanzamiento.....	100
2.3.3.6	Comparación de los resultados.....	101
2.3.4	ANSYS Fluent Vs Star-CCM+	102
2.3.5	CFD Vs Openrocket.....	108
2.3.6	Lanzamiento.....	110
2.3.6.1	Análisis forense.....	110

2.3.6.2	Resultados experimentales	112
2.3.6.2.1	Trayectoria.....	112
2.3.6.2.2	Velocidad y aceleración vertical	114
3	ASPECTOS ECONÓMICOS.....	119
3.1	Descripción del presupuesto.....	119
4	CONCLUSIONES.....	123
	BIBLIOGRAFÍA.....	125
	ANEXO I: PLANOS CONSTRUCTIVOS	A
	ANEXO II: DATOS ADICIONALES	G
	ANEXO III: RESULTADOS	K

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Logo del equipo.....	2
Figura 2. Representación de la línea de Karman.....	3
Figura 3. Logo del lanzamiento de Bravo.....	4
Figura 4. Diseño de M1.....	5
Figura 5. Esquema de un motor híbrido.....	5
Figura 6. Asistencia de miembros del equipo a las conferencias Space 4 Inspiration de la ESA...7	7
Figura 7. Caza rompiendo la barrera del sonido.....	8
Figura 8. Pulsos de presión a distintas velocidades.....	9
Figura 9. Variación del C_d con el número de Mach.....	10
Figura 10. Número de Mach sobre un perfil alar.....	10
Figura 11. Diagrama h-s para el flujo a través de un choque normal.....	12
Figura 12. Cambio de entropía a través de un choque normal.....	13
Figura 13. Flujo supersónico alrededor de una cuña.....	14
Figura 14. Componentes de la velocidad antes y después de la onda de choque.....	14
Figura 15. Cambio de orientación del choque oblicuo a una posición vertical.....	15
Figura 16 Dependencia entre θ y β para un choque oblicuo recto.....	16
Figura 17. Abanico de ondas de expansión.....	17
Figura 18. Presión y tensión cortante sobre un perfil alar.....	17
Figura 19. Fuerza aerodinámica resultante descompuesta por componentes.....	18
Figura 20. Centro de presión de un perfil alar.....	19
Figura 21. Fuerzas normales generadas por los distintos componentes de un cohete.....	20
Figura 22. Ejemplo de capa límite.....	21
Figura 23. Propiedades de la capa límite.....	21
Figura 24. Corrección de Prandtl-Glauert.....	22
Figura 25. Ejemplo de líneas de flujo sobre una aeronave.....	23
Figura 26. . Ejemplo de un experimento por CFD para el caso de flujo a través de dos cilindros paralelos, (a) resultados experimentales y (b) simulación numérica.....	24
Figura 27. Volumen de control finito fijo, y moviéndose con el flujo, respectivamente.....	25
Figura 28. Elemento infinitesimal fijo y viajando con el flujo, respectivamente.....	25
Figura 29. Flujograma de los pasos seguidos en una simulación de CFD.....	28
Figura 30. Volúmenes de control para un algoritmo centrado en nodos y centrado en caras, respectivamente.....	30
Figura 31. Interfaz de usuario en Star-CCM+.....	31
Figura 32. Selección de las condiciones de contorno.....	33
Figura 33. Módulos de trabajo en ANSYS Fluent.....	34
Figura 34 Interfaz de usuario en ANSYS Fluent.....	34
Figura 35. Selección de las condiciones de contorno en ANSYS Fluent.....	36
Figura 36. Representación de las 4 fases básicas de vuelo de un cohete.....	37
Figura 37. Fuerzas y momentos que actúan sobre el cohete.....	38
Figura 38. Muestra de las dos posibilidades de Γ_c	39
Figura 39. Configuración de las aletas perfectamente inclinadas.....	41
Figura 40. Velocidad radial sobre una aleta en función de la posición.....	42

Figura 41. Fuerzas de “drag” sobre un cohete a velocidades subsónicas.....	43
Figura 42. Pressure “drag” para varias formas de ojiva.	44
Figura 43. Aeródromo de Dima.....	49
Figura 44. Diagrama Gantt.....	54
Figura 45. Geometría del cohete.....	55
Figura 46. Formas de “nosecones”.....	56
Figura 47. Ojiva real.....	56
Figura 48. Juego de aletas.....	57
Figura 49. Curva de empuje del motor Aerotech J350-W.....	58
Figura 50. Curva de empuje del Cesaroni H125.....	58
Figura 51. Modelo CAD de Bravo.....	60
Figura 52. Modelo para las simulaciones.....	61
Figura 53. Ejemplo de elemento de primero orden contra elemento de orden superior.....	62
Figura 54. Implementación de la “inflation” al mallado.....	63
Figura 55. Malla del conjunto con tetraedros.....	64
Figura 56. Malla del conjunto con poliedros.....	64
Figura 57. Malla de las aletas con tetraedros.....	64
Figura 58. Malla de las aletas con poliedros.....	65
Figura 59. Malla de la ojiva con tetraedros.....	65
Figura 60. Malla de la ojiva con poliedros.....	65
Figura 61. Evolución de los residuos para Mach 1,3.....	67
Figura 62. Convergencia de la fuerza de “drag” para Mach 1,3.....	67
Figura 63. Representación gráfica del C_d	68
Figura 64. Vectores de flujo alrededor de la ojiva a Mach 1,2.....	69
Figura 65. Vectores de flujo alrededor de las aletas a Mach 1,2.....	70
Figura 66. Vectores de flujo en la parte trasera del cohete a Mach 1,2.....	71
Figura 68. Representación gráfica de la estabilidad.....	72
Figura 69. Diagrama de los momentos estabilizadores.....	73
Figura 70. Gradiente de presiones a lo largo del plano de simetría para Mach 1,2.....	74
Figura 71. Gradiente de presiones sobre las distintas partes de la geometría del cohete para Mach 1,2.....	74
Figura 72. Contorno de presiones en blanco y negro para Mach 1,2.....	75
Figura 73. Contorno de velocidades para Mach 1,2.....	76
Figura 74. Contorno de presiones en blanco y negro para Mach 0,8.....	77
Figura 75. Contorno de velocidades para Mach 0,8.....	77
Figura 76. Contorno de presiones en blanco y negro para Mach 1.....	78
Figura 77. Contorno de velocidades para Mach 1.....	79
Figura 78. Modelo CAD del paracaídas de serie.....	80
Figura 79. Modelo CAD del nuevo paracaídas.....	81
Figura 80. Malla del paracaídas de serie con tetraedros.....	82
Figura 81. Malla del paracaídas de serie con poliedros.....	82
Figura 82. Detalle de la malla del paracaídas de serie con tetraedros.....	82
Figura 83. Detalle de la malla del paracaídas de serie con poliedros.....	83
Figura 84. Malla del paracaídas nuevo con tetraedros.....	83

Figura 85. Malla del paracaídas nuevo con poliedros.....	84
Figura 86. Detalle de la malla del paracaídas nuevo con tetraedros.....	84
Figura 87. Detalle de la malla del paracaídas nuevo con poliedros.....	84
Figura 88. Convergencia de la solución para el paracaídas de serie.....	88
Figura 89. Contorno de presiones para el paracaídas de serie.....	89
Figura 90. Vectores de flujo sobre la geometría del cohete.....	90
Figura 91. Vectores de flujo sobre el paracaídas de serie.....	90
Figura 92. Convergencia de la solución para el paracaídas nuevo.....	92
Figura 93. Contorno de presiones sobre el paracaídas nuevo.....	92
Figura 94. Vectores de flujo sobre el paracaídas nuevo.....	93
Figura 95. Modelo en Openrocket para el motor Aerotech J350-W.....	94
Figura 96. Modelo utilizado en Openrocket para el motor Cesaroni H125.....	96
Figura 97. Convergencia de la solución para el paracaídas de serie.....	97
Figura 98. Contorno de presiones sobre el paracaídas de serie II.....	97
Figura 99. Vectores de flujo sobre el paracaídas de serie II.....	98
Figura 100. Convergencia de la solución para el paracaídas nuevo.....	99
Figura 101. Contorno de presiones sobre el paracaídas nuevo II.....	99
Figura 102. Vectores de flujo sobre el paracaídas nuevo II.....	100
Figura 103. Malla del conjunto en ANSYS Fluent.....	102
Figura 104. Malla del conjunto en Star-CCM+.....	103
Figura 105. Malla de las aletas en ANSYS Fluent.....	103
Figura 106. Malla de las aletas en Star-CCM+.....	103
Figura 107. Malla de la ojiva en ANSYS Fluent.....	104
Figura 108. Malla de la ojiva en Star-CCM+.....	104
Figura 109. Evolución de los residuos en Star-CCM+ para Mach 0,8.....	106
Figura 110. Evolución de los residuos en ANSYS Fluent para Mach 0,8.....	106
Figura 111. Evolución de la fuerza de “drag” en Star-CCM+ para Mach 0,8.....	107
Figura 112. Evolución de la fuerza de “drag” en ANSYS Fluent para Mach 0,8.....	107
Figura 113. Resultados gráficos Star-CCM+ Vs ANSYS Fluent.....	108
Figura 114. Representación gráfica del C_d para las simulaciones de CFD y Openrocket.....	109
Figura 115. Representación gráfica de la F_d para las simulaciones de CFD y Openrocket.....	110
Figura 116. Bravo después de la caída.....	111
Figura 117. Detalle de la pestaña rota de la ojiva.....	112
Figura 118. Datos experimentales de presiones y altura.....	113
Figura 119. Simulación con Openrocket de la altura.....	114
Figura 120. . Datos experimentales de la velocidad vertical.....	115
Figura 121. Datos experimentales de la velocidad vertical en el descenso.....	116
Figura 122. Datos experimentales de la velocidad vertical y aceleración en el ascenso con el motor encendido.....	117
Figura 123. Datos experimentales de la velocidad vertical y aceleración en el ascenso con el motor apagado.....	117
Figura 124. Datos generales del motor del motor Aerotech J350-W.....	J
Figura 125. Datos generales del motor Cesaroni H125.....	J
Figura 126. Caso de 6km/h de viento para 3,5 kg.....	P

Figura 127. Caso de 12km/h de viento para inclinación de 15° en el rail. Q
Figura 128. Caso de 6km/h de viento para inclinación de 0° en el rail..... R

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Rangos de velocidades de vuelo.	8
Tabla 2. Capas definidas en la 'International Standard Atmosphere'.	46
Tabla 3. Eventos estudiados por las simulaciones junto con las acciones que pueden desencadenar.	48
Tabla 4. Matriz de probabilidad-impacto de los riesgos.	50
Tabla 5. Propiedades del PVC ^[14] ^[15]	57
Tabla 6. Clasificación de los motores según su impulso total.	57
Tabla 7. Propiedades del Nylon-6 ^[14] ^[15]	59
Tabla 8. Dimensiones del "enclosure".	60
Tabla 9. Distribución de los nombres de las zonas.	61
Tabla 10. Resultados de la independencia de la malla.	62
Tabla 11. Tamaños de los elementos según las selecciones.	63
Tabla 12. Condiciones simulaciones.	66
Tabla 13. Valores de F_d y C_d para ángulo de ataque 0°	68
Tabla 14. Dimensiones del "enclosure".	80
Tabla 15. Distribución de las "named selections".	81
Tabla 16. Tamaño de la malla del paracaídas de serie.	81
Tabla 17. Tamaño de la malla del paracaídas de serie.	83
Tabla 18. Condiciones de las simulaciones en ANSYS Fluent.	85
Tabla 19. Resultados de las fuerzas de peso y flotación.	86
Tabla 20. Valores de los C_d encontrados en bibliografía.	87
Tabla 21. Áreas de los sólidos.	87
Tabla 22. Resultados de la velocidad terminal para el paracaídas de serie.	88
Tabla 23. Nuevas áreas.	91
Tabla 24. Resultados de la velocidad terminal para el nuevo paracaídas.	91
Tabla 25. Resultado primer análisis de vientos.	94
Tabla 26. Resultado segundo análisis de vientos.	95
Tabla 27. Nuevas fuerzas debidas a la masa.	96
Tabla 28. Resultados de la velocidad terminal con el nuevo motor para el paracaídas de serie.	96
Tabla 29. Resultados de la velocidad terminal con el nuevo motor para el nuevo paracaídas.	98
Tabla 30. Resultado primer análisis de vientos II.	100
Tabla 31. Resultado segundo análisis de vientos II.	101
Tabla 32. Resultados inclinando el rail 15°	101
Tabla 33. Comparación de velocidades terminales y coeficientes de arrastre.	102
Tabla 34. Condiciones de las simulaciones en ANSYS Fluent.	105
Tabla 35. Condiciones de las simulaciones en Star-CCM+.	105
Tabla 36. Resultados numéricos Star-CCM+ Vs ANSYS Fluent.	107
Tabla 37. Resultados de la comparación entre simulaciones de CFD y Openrocket.	109
Tabla 38. Tabla de amortizaciones.	119
Tabla 39. Presupuesto completo.	120
Tabla 40. Datos de la curva de empuje del motor Aerotech J350-W.	I

Tabla 41. Resultados para Mach 1,3.....	M
Tabla 42. Resultados para Mach 0,8.....	M
Tabla 43. Resultados para Mach 0,3.....	M
Tabla 44. Primer análisis de vientos completo para 2,5, 3 y 3,5 kg.....	N
Tabla 45. Primer análisis de vientos completo para 1,5kg.....	O

LISTA DE ABREVIACIONES

F_d : Fuerza de “drag”/Fuerza de arrastre

F_N : Fuerza normal

M_m : Momento generado por la fuerza normal

C_d : Coeficiente de “drag”/Coeficiente de arrastre

C_N : Coeficiente normal

C_m : Coeficiente del momento

Ma, M : Número de Mach

CP: Centro de presiones

CG: Centro de gravedad

q_∞ : Presión dinámica

AdA: Ángulo de ataque

X: Coeficiente para el cálculo de velocidades terminales



BILBOKO
INGENIARITZA
ESKOLA
ESCUELA
DE INGENIERÍA
DE BILBAO

1 MEMORIA

1.1 Introducción

Mediante un análisis de CFD, Mecánica de Fluidos Computacional, se pretende realizar un estudio sobre la geometría de un cohete de combustible sólido. De esta forma, se podrá comprobar el grado de estabilidad del cohete durante el ascenso, así como las fuerzas aerodinámicas que deberá de ser capaz de soportar. También se realizará un análisis de vuelo durante el descenso, con vistas a verificar la validez del paracaídas. De esta forma, se podrá valorar si las geometrías iniciales tanto del cohete como del paracaídas son válidas para la situación de vuelo prevista y, en caso de no ser así, permitirá realizar un rediseño de las geometrías en cuestión.

En este documento se pretende poner en contexto al lector en cuanto al entorno en el que surge este trabajo de fin de grado, como un estudio dentro del equipo de estudiantes BiSKY Team, tal y como se explicará en detalle más adelante. A fin de introducir las bases teóricas necesarias para el desarrollo de los cálculos, se hará una introducción a estos fundamentos en el apartado de Análisis del estado del arte. A lo cual hay que añadir el estudio de riesgos a los que se enfrenta este trabajo.

Una vez terminada esta introducción, se llevará a cabo un estudio detallado de las geometrías que entran en juego en el estudio aerodinámico así como de los cálculos teóricos que se realizarán. Una vez terminados, se procederá a la comparación de los resultados teóricos con los experimentales obtenidos mediante el lanzamiento de Bravo, con vistas a validar la obtención de los mismos.

Por último, y para terminar con este trabajo, aprovechando que se dispone de licencias de usuario para dos de los programas más importantes en el ámbito del cálculo de CFD, se realizarán unas cuantas simulaciones con ambos programas con la intención de verificar hasta qué punto se parecen los resultados obtenidos por cada programa ante un mismo problema físico.

1.2 Contexto

Dentro de la Escuela de Ingeniería de Bilbao se está desarrollando un proyecto docente, BiSKY Team, en el que alumnos tanto de la propia Escuela como de la Universidad de Ciencia y Tecnología de Leioa trabajan juntos con vistas a diseñar y fabricar un cohete híbrido, Cosmox. La idea surge de forma parecida al Formula Student, solo que en este caso, el objeto de estudio no será un monoplaza, sino un cohete.



Figura 1. Logo del equipo.

Dentro del equipo, se distribuyen las tareas en subgrupos, entre los que se encuentran: el equipo de “Business & Management”, encargado de la captación de “sponsors”, de las finanzas y de la organización interna del equipo al completo; el equipo de “Avionics”, encargados del diseño y fabricación de las placas base así como de la implantación de los componentes electrónicos necesarios para la electrónica de vuelo; “Flight Control & Simulation”, encargado de realizar el sistema de control de las válvulas de los motores; el equipo de “Structure”, encargado de realizar los análisis mecánicos necesarios sobre la estructura del cohete, así como del diseño de los componentes internos del mismo. De tal forma que todos tengan las dimensiones óptimas y cumplan con los requisitos necesarios, así como de supervisar la fabricación de los diferentes componentes del cohete; el equipo de Propulsión, encargado de diseñar los motores híbridos para el cohete; y el equipo de “Aerodynamics & Recovery”, encargado de diseñar tanto la geometría externa del cohete como el sistema de “Recovery”.

El proyecto comenzó en Abril de 2018 como concepto, y con tan solo 10 personas formando el equipo. Unos meses después, en Septiembre del mismo año, comenzaron las labores de desarrollo de los diferentes proyectos con los que cuenta el equipo, así como la captación de sponsors. Tan solo 1 año después de la concepción de la idea de BiSKY Team, el equipo ha pasado a estar formado por más de 40 personas y a contar con numerosos sponsors, entre los que destacan la Universidad del País Vasco y la Diputación Foral de Vizcaya, así como importantes empresas en el sector aeroespacial, como son Sener o AVS.

El principal objetivo del proyecto es ni más ni menos que alcanzar una altura de 100km, donde se sitúa la línea de Karman; definida por el mundo científico como la frontera entre la atmósfera terrestre y el espacio exterior. De esta forma, una vez alcanzado dicho objetivo, se podría considerar a los integrantes del equipo como astronautas; puesto que la NASA así lo certifica a todo aquel que alcance una altura de 50 millas (80,47km).



Figura 2. Representación de la línea de Karman.

Dentro del panorama mundial de equipos de estudiantes como Bisky Team, nadie ha conseguido todavía alcanzar dicha meta, con lo que, el proyecto se encuentra en una carrera a contrarreloj por ver quién será el primero en llegar al espacio; y obtener el consiguiente reconocimiento.

Sin embargo, el proyecto no sólo pretende llegar al espacio a modo de carrera contra las demás universidades europeas; sino que tiene en mente ir más allá, y posibilitar la opción de realizar experimentos en gravedad cero. Teniendo en cuenta cómo a estas alturas tan elevadas el entorno es prácticamente igual que en cualquier punto del espacio exterior, los resultados obtenidos por estos experimentos/satélites suborbitales, obtendrían los mismos resultados que a miles de años luz de distancia. De esta forma, tanto el Aula Espazio Gela de la propia Escuela, como cualquier otro colectivo interesado en el tema, podrían llevar al espacio sus experimentos de una forma económicamente asequible.

Conociendo la complejidad de la empresa, se propone realizar un estudio previo sobre geometrías más sencillas ya diseñadas. Así, este periodo de aprendizaje tendrá una duración igual al presente curso docente. A través de él, se esperan obtener todos los conocimientos y la experiencia necesarios para poder llevar a cabo la tarea de hacer un diseño completo de la geometría externa de un cohete híbrido de unos 6 metros de longitud, que pueda alcanzar alturas cercanas a los 20km de altura.

Dentro de esta fase de estudio previo, todo gira en torno a la futura fabricación de Cosmox, el primero de los cohetes híbridos fabricados de forma íntegra por el equipo. Para ello, se llevan dos corrientes de trabajo paralelas, que permitirán a los componentes de los diversos equipos recopilar los conocimientos necesarios para afrontar dicha empresa. Por un lado, con vistas a formar a los grupos de propulsión, estructura y control, se pueden encontrar el encendido de dos motores diseñados y fabricados de forma íntegra por BiSKY Team, M1 y M2. Y por otro,

con la participación de los equipos de aviónica y aerodinámica de manera más extensa, el lanzamiento de dos maquetas de cohete, Alpha y Bravo. Siendo este último el objeto de estudio del trabajo de fin de grado.

Los lanzamientos de los cohetes de combustible sólido Alpha y Bravo tienen como principal objetivo el testeo de los componentes electrónicos antes de implementarlos en Cosmox, de tal forma que se asegure su correcto funcionamiento. Por otro lado, sirven como método de aprendizaje para los miembros del equipo de aerodinámica, que pondrán en práctica dichos conocimientos al diseñar la geometría externa del cohete, así como el sistema de recovery del mismo.



Figura 3. Logo del lanzamiento de Bravo.

Como ya se ha mencionado, se comienza en paralelo a los lanzamientos de cohetes sólidos, el diseño y fabricación de una gama de motores híbridos que permitan al equipo adquirir los conocimientos necesarios para poder implementarlos en un cohete real. Para ello, se comienza con M1, que será encendido en Octubre de 2019 previsiblemente, y que servirá de primera prueba. Después de esto, se plantea la fabricación de un motor más potente, ya capaz de propulsar el cohete a la altura deseada para Cosmox. Si bien este motor M2 también será un prototipo, haciendo posible la fabricación del motor real que irá implementado dentro del cohete.



Figura 4. Diseño de M1.

Cuando se habla de cohetes, se pueden distinguir 3 tipos, atendiendo al combustible que utilicen: cohetes de combustible sólido, de combustible líquido y cohetes híbridos. El objetivo del equipo es diseñar y fabricar un cohete de este último tipo, en el que se cuenta con ambos tipos de combustible. Por una parte se tiene el combustible sólido, y por otra, un oxidante líquido, cuya entrada se regula mediante una válvula. Utilizando los combustibles de ambos tipos se permite reducir el peso del cohete, así como aumentar la eficiencia de la combustión, que tendrá lugar cuando ambos combustibles entren en contacto en la cámara de combustión. Después de eso, los gases dejarán el cuerpo del cohete a través de una tobera convergente divergente, que los acelerará de manera considerable, permitiendo así la propulsión del cohete.

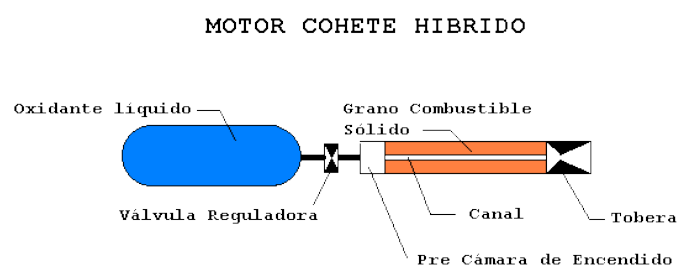


Figura 5. Esquema de un motor híbrido.

1.3 Objetivos y alcance del trabajo

El principal objetivo que busca este proyecto es el de analizar la viabilidad de la geometría del paracaídas de un cohete de combustible sólido; de forma que se garantice la recuperación en perfectas condiciones tanto del cuerpo del propio cohete como de la bahía electrónica, que contiene todos los datos recopilados durante el vuelo. Para ello, serán necesarios unos ciertos conocimientos previos sobre dinámica de fluidos y CFD. Con el fin de completar este análisis,

se realizarán simulaciones mediante el programa Star-CCM+, que permite modelizar el flujo de aire alrededor de la geometría del cohete con una precisión muy elevada.

Además del análisis en el descenso, otro objetivo igual de importante que el anterior para el éxito del proyecto, será el análisis aerodinámico del ascenso. De esta forma, se podrán obtener las fuerzas aerodinámicas a que estará sometido el cohete, así como verificar su estabilidad antes las ondas de choque que previsiblemente aparecerán durante el vuelo.

Por otro lado, también se realizarán una serie de simulaciones, si bien esta vez no serán mediante análisis de CFD (como se explicará más adelante en el documento), con vistas a la elección del lugar de lanzamiento óptimo. De tal forma que si el vuelo lateral del cohete es demasiado elevado, habrá que decantarse por una zona más abierta.

Otro de los objetivos principales del proyecto la validación experimental de los resultados obtenidos mediante las simulaciones de CFD, con resultados experimentales del vuelo del cohete. Sin embargo, debido a problemas con la nueva legislación de importación de material pirotécnico a Europa, no se podrá conseguir el motor esperado a tiempo para la publicación de este documento, por lo que se utilizará uno menos potente de lo previsto. Debido a este imprevisto, hay partes del estudio de vuelo que no afectarán a este lanzamiento, pero que se añadirán como datos útiles para posteriores lanzamientos. Aun así, tendrá lugar un lanzamiento del que se espera poder obtener datos experimentales.

Por último, como objetivos secundarios encontramos el de familiarizarse con los softwares de cálculo de Star-CCM+ y ANSYS Fluent, muy utilizados en el sector aeronáutico para los cálculos aerodinámicos de las diferentes estructuras. Así como comprender cómo funciona y distinguir entre qué resultados son válidos y cuáles no, para poder hacer un buen análisis. Además, también servirá para ampliar los conocimientos del alumno en temas teóricos referentes a dinámica de fluidos, como por ejemplo sobre el régimen de vuelo transónico (velocidades en torno a la velocidad del sonido), o sobre el flujo compresible; que son temas que no se tratan de manera muy profunda en las asignaturas del grado.

1.4 Beneficios que aporta el trabajo

Debido al carácter del proyecto, es evidente que el principal beneficio obtenido del mismo es la formación del alumno en temas de gran interés como son la dinámica de fluidos y el CFD. De esta forma, el alumno no solo tendrá las bases sentadas en las diferentes asignaturas del grado, sino que, además, ampliará sus conocimientos y tendrá una mayor comprensión de estos temas.

Otro factor de gran importancia, es que los resultados obtenidos mediante el estudio previo podrán ser contrastados con datos experimentales que se obtendrán del lanzamiento del cohete, algo muy interesante a la hora de realizar un proyecto como este.

Además hay que tener en cuenta que, mediante este proyecto se está dotando al alumno de una formación que le podrá servir en un futuro en el mundo laboral. Y mucho más aun teniendo en cuenta el reciente crecimiento del sector hacia el cual están más dirigidos estos

conocimientos, el sector aeroespacial. Añadiéndose a esto además, el acercamiento del alumno a empresas de dicho sector.



Figura 6. Asistencia de miembros del equipo a las conferencias Space 4 Inspiration de la ESA.

Por otro lado, teniendo en consideración ahora el equipo Bisky Team, los conocimientos obtenidos por el alumno se pondrán en práctica de forma inmediata; traduciéndose en resultados reales, como puede ser el diseño y fabricación de la geometría externa de un cohete híbrido.

Por último, mediante el lanzamiento de Bravo, se introduce también un evento en el que tanto estudiantes como personas externas al equipo pueden aprender acerca de coherería; pudiendo tratar en primera persona con los alumnos que están desarrollando el proyecto, y aprendiendo sobre todo el trabajo que ha habido detrás del lanzamiento.

1.5 Análisis del estado del arte

Como se ha comentado anteriormente, debido al cambio de motor, hay partes de este documento que no serán puestas a prueba por este lanzamiento. Entre ellas encontramos el paso del cohete por velocidades del régimen transónico y la consecuente aparición de ondas de choque. Sin embargo, a fin de afianzar los conocimientos referentes a estos temas, que serán necesarios para los siguientes pasos dentro de BiSKY Team, se mantendrán los puntos referentes a estos temas.

1.5.1 Dinámica de fluidos

A fin de facilitar la comprensión de los cálculos realizados más adelante, se procede a realizar un estudio teórico sobre ciertos temas que serán de utilidad. Entre ellos podemos encontrar la explicación sobre a qué se refiere con régimen transónico, cómo obtener las fuerzas aerodinámicas o qué es el centro de presiones.

1.5.1.1 Introducción al régimen transónico ^[1]

Régimen transónico se refiere a esa región de velocidades cercanas a la velocidad del sonido, que comprende $0.8M < M < 1.2M$. Por lo que el fenómeno más característico de las aeronaves que pasan por este régimen de velocidades es la rotura de la barrera del sonido, fenómeno que se explicará más adelante, en el apartado de Ondas de choque y expansión.

Tabla 1. Rangos de velocidades de vuelo.

Region	Mach number (M)
Subsonic	0 – 0.8
Transonic	0.8 – 1.2
Supersonic	1.2 – ~ 5
Hypersonic	~ 5 –



Figura 7. Caza rompiendo la barrera del sonido.

Este régimen de velocidades comprende la región de transición entre subsónico y supersónico, lo que presenta un problema bastante grande: para modelizar este flujo, no se pueden usar ni las ecuaciones del modelo subsónico ni las del supersónico, ya que no se cumplirán exactamente.

En estos casos, la mayor parte del flujo de aire es supersónico, pero hay una parte significativa que no lo es. Además, el “drag” aumenta de forma notable cuando la velocidad llega a Mach 0.8, traduciéndose en un gasto de combustible mayor. Para reducir este problema, se suelen colocar las alas/aletas con un cierto ángulo de ataque con respecto al flujo.

Cuando se consideran flujos subsónicos, se pueden establecer ciertas simplificaciones, como modelizar el aire como si fuera un fluido incompresible. Sin embargo, al aumentar la velocidad, el aire deja de poder ser considerado de esta manera, resultando en errores en el “drag” si se sigue asumiendo esta simplificación. Debido a que la velocidad del sonido depende de la altura;

más precisamente de la raíz cuadrada de la temperatura, una aeronave que viaje a 15km, se encontrará con los problemas de compresibilidad antes que una que volara a nivel del mar.

1.5.1.2 Ondas de choque y expansión [2] [3]

Cuando la aeronave viaja a una velocidad menor que la del sonido, el aire delante de la aeronave “recibe la noticia” de su llegada, y el flujo se separa delante de él. A medida que la velocidad se acerca a la del sonido, Mach 0.8 por ejemplo, los pulsos de presión se juntan más y más, dejando muy poco tiempo al flujo de aire para separarse antes de que la aeronave pase. En el momento en el que se alcanza la velocidad del sonido, los pulsos de presión se mueven a la misma velocidad que la aeronave y, por lo tanto, se juntan delante de ella en una gran onda de choque; que puede ser considerada como una línea instantánea de cambio de presión, temperatura y densidad. Ahora, el aire no tiene tiempo de separarse ante la aeronave, y ésta, tiene que traspasar la onda. Cuando esto ocurre, el aire no fluye de manera normal alrededor de la aeronave, sino que se “rompe”, y provoca una variación en las fuerzas aerodinámicas sobre la aeronave.

En la Figura 8, mostrada a continuación, se puede apreciar como los pulsos de presión se van juntando a medida que aumenta la velocidad, hasta llegar a ser coincidentes a una velocidad de Mach 1.

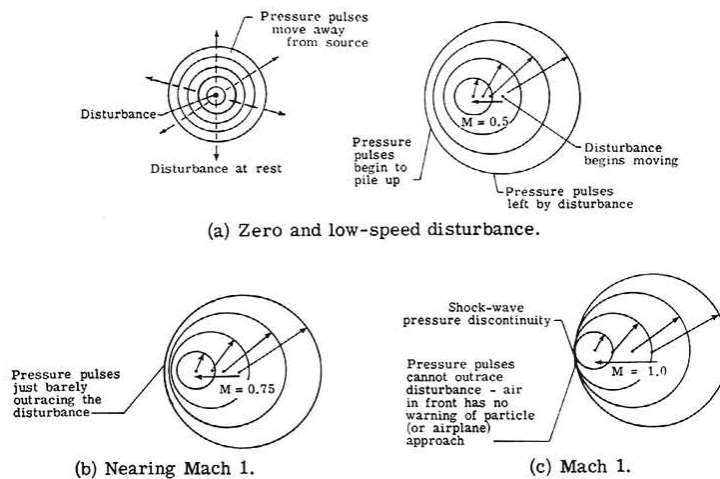


Figura 8. Pulsos de presión a distintas velocidades.

Las fuerzas de “drag” que aparecían en velocidades menores, eran debidas a rozamiento y presión; pero cuando la velocidad aumenta, aparecen grandes cambios en el “drag” debido a cambios en la distribución de presiones a su alrededor. Este fenómeno se conoce como wave “drag”, y sus efectos provocan un gran aumento en el “drag” sobre la superficie de la aeronave, lo cual se traduce en la necesidad de generar más impulso para poder aumentar la velocidad. Este wave “drag” es debido a la formación de las ondas de choque, que se disipan en forma calor; así como debido a la separación del flujo en ciertas zonas de la geometría. Debido a esto, el coeficiente de “drag” en la región transónica es mayor que en la supersónica, y se reduce

cuando el flujo vuelve a estabilizarse. Sin embargo, esto no debe confundirse con una reducción de las fuerzas aerodinámicas al traspasar la barrera del sonido, puesto que éstas seguirán creciendo a medida que lo haga la velocidad del flujo alrededor de la aeronave.

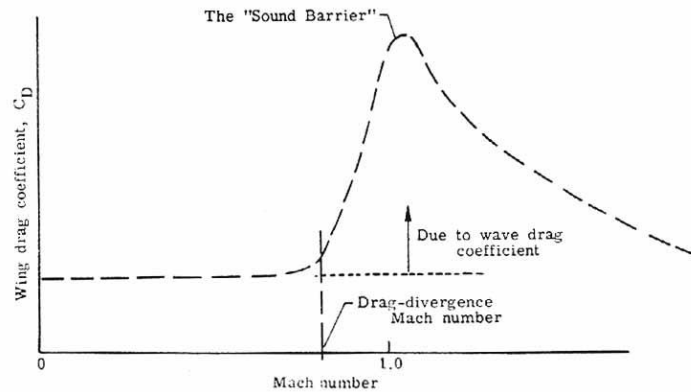


Figura 9. Variación del C_D con el número de Mach.

A medida que la velocidad del flujo traspasa este número de Mach crítico donde aparece el wave “drag”, comienzan a aparecer zonas de flujo supersónico alrededor de la aeronave; aunque la velocidad del flujo externo no lo sea. A medida que la velocidad del flujo aumenta en este rango, que suele concentrarse entre Mach 0.8 y 1, irán apareciendo cada vez más y más zonas supersónicas alrededor de la geometría; hasta alcanzar la velocidad del sonido, punto a partir del cual todo el flujo circundante será supersónico. Mientras este fenómeno tiene lugar, se formarán ondas de choque, que conllevan un despegue de la capa límite, aumentando enormemente el “drag” en la zona afectada.

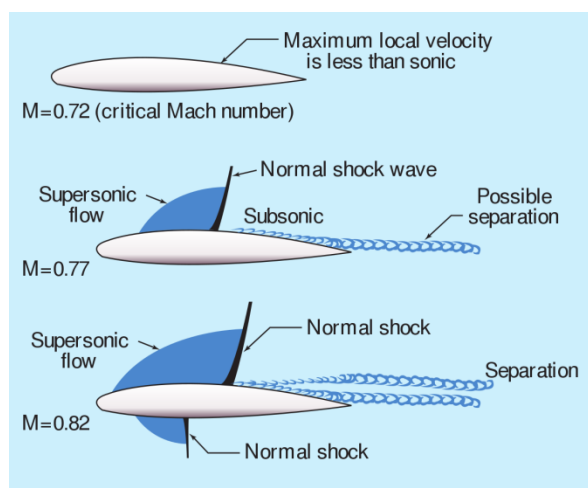


Figura 10. Número de Mach sobre un perfil alar.

1.5.1.2.1 Choques normales

Estas ondas son aquellas que ocurren en el plano normal a la dirección del flujo. El caso del flujo a través de una onda de choque es irreversible, por lo que no podrá ser tratado como un proceso isentrópico.

Las ondas de choque son muy delgadas, por lo que es posible aproximar las áreas de flujo entrante y saliente del volumen de control como iguales. Si se considera un flujo estacionario sin transferencia de calor o interacciones de trabajo y sin cambios de energía potencial, se pueden suponer ciertas simplificaciones tal que:

Conservación de masa:

$$\rho_1 A V_1 = \rho_2 A V_2 \quad (1)$$

Conservación de la energía:

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} \quad (2)$$

Conservación de la cantidad de movimiento:

$$A(P_1 - P_2) = m(V_1 - V_2) \quad (3)$$

Incremento de entropía:

$$s_1 - s_2 \geq 0 \quad (4)$$

Al combinar las ecuaciones de conservación de masa y energía y, se obtiene la ecuación de una curva que se puede representar en un diagrama h-s, la línea de Fanno. Sobre ella se representan los estados que tienen el mismo valor de entalpía de estancamiento y flujo de masa por unidad de área. Igualmente, al combinar las ecuaciones de conservación de masa y cantidad de movimiento, se obtiene una nueva curva, la llamada línea de Rayleigh. Los puntos a y b de la figura 11 muestran los puntos de máxima entropía, y se corresponden a M=1. Los estados que están encima de las líneas son subsónicos, y los que están por debajo, supersónicos.

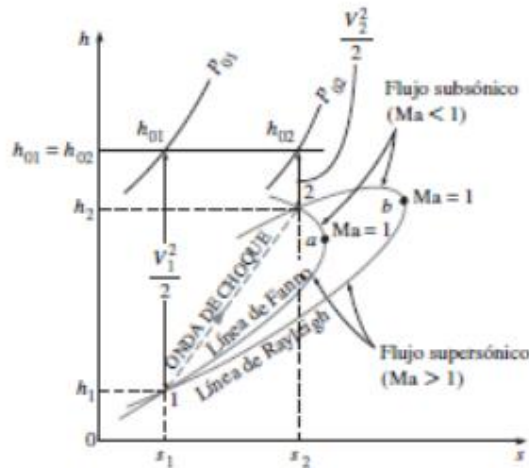


Figura 11. Diagrama h-s para el flujo a través de un choque normal.

Sobre esta grafica se pueden apreciar además los puntos 1 y 2, que se corresponden con los estados antes y después del choque. Por lo tanto, vemos que el flujo antes era subsónico, y después pasa a ser supersónico. Atendiendo al cambio de entropía, ésta aumenta, lo cual tiene sentido, puesto que el proceso es irreversible.

Cabe mencionar que el número de Mach después del choque es siempre menor que 1, y que cuanto mayor es el número de Mach supersónico antes del choque, menor es el número de Mach subsónico después. Además, la presión estática, la densidad y la temperatura aumentan después del choque.

Teniendo en cuenta la aproximación de gas ideal, se puede calcular el cambio de entropía durante el choque como:

$$s_2 - s_1 = c_p \ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right) - R \ln\left(\frac{P_2}{P_1}\right) \quad (5)$$

Sabiendo que el proceso es irreversible, la segunda ley de la termodinámica exige que el flujo aumente su entropía al pasar por la onda de choque. Por lo tanto, las ondas de choque solo pueden existir para flujos a velocidades superiores a Mach 1, como se muestra en la siguiente figura.

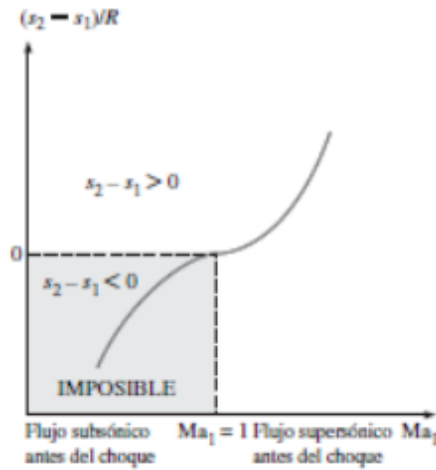


Figura 12. Cambio de entropía a través de un choque normal.

1.5.1.2.2 Choques oblicuos

Las ondas oblicuas son aquellas que se forman en vuelos a velocidades supersónicas por la atmosfera, y las más comunes son las de tipo recto.

Las ondas de choque oblicuas rectas son las producidas cuando el flujo supersónico incide con un semiángulo δ en una superficie delgada. Puesto que estamos tratando velocidades supersónicas, el aire no tiene "aviso" de que el perfil va a atravesarlo hasta que lo hace y, cuando se encuentra la superficie, tiene que cambiar su inclinación para poder pasar alrededor de ella. Este ángulo girado se conoce como ángulo de deflexión θ . Como resultado, se obtiene una onda de choque oblicua recta que forma un ángulo de onda β con respecto a la dirección que llevaba inicialmente el flujo. Debido al elevado valor del número de Reynolds en casos supersónicos, se pueden despreciar los efectos de la capa límite sobre el perfil, pudiendo decir que el ángulo de onda es igual al semiángulo del propio perfil.

Al igual que en el caso de ondas de choque normales, las ondas de choque oblicuas solo pueden darse para flujos supersónicos, y el número de Mach disminuye también después del choque. Sin embargo, en este caso, la velocidad del flujo no tiene por qué bajar al régimen subsónico, pudiendo mantenerse en sónica o incluso supersónica.

Cabe mencionar que el ángulo de deflexión aumenta hasta un cierto valor, después del cual comienza a descender. Si el semiángulo del perfil es superior a este valor máximo θ_{max} , entonces la onda dejará de formarse adherida al vértice, dando una onda de choque separada. En este caso, el ángulo de onda en la región de la punta del perfil es de 90° , aunque disminuirá a medida que avanza el flujo.

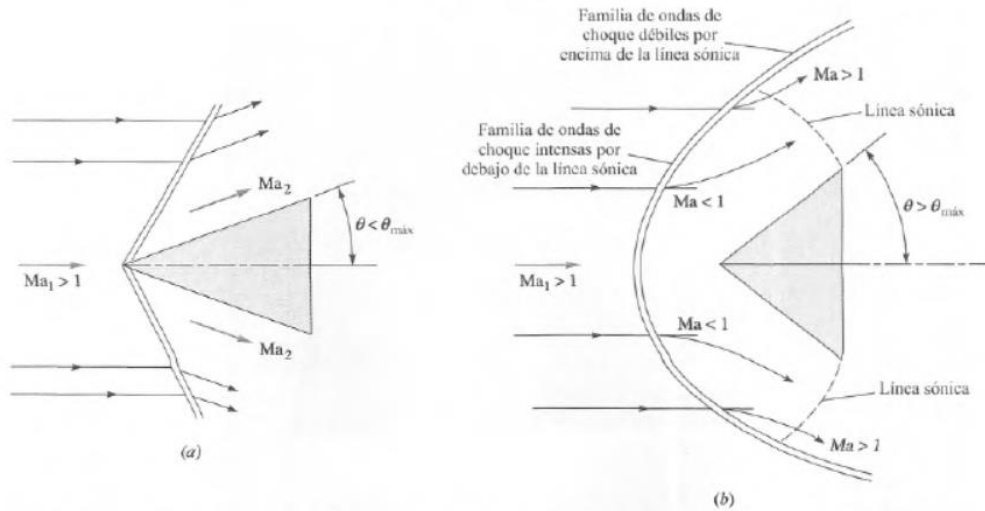


Figura 13. Flujo supersónico alrededor de una cuña.

Si se toma un volumen de control que englobe la onda y se separan las velocidades antes y después de la misma en componentes normales y tangenciales a ella, se puede deducir que las componentes tangenciales son iguales. Debido a esto, la conservación de la masa del volumen de control vendrá dada por:

$$\rho_1 V_{1n} = \rho_2 V_{2n} \quad (6)$$

En la figura mostrada a continuación aparece representado dicho volumen de control con las componentes de la velocidad descompuestas tal y como se acaba de mencionar.

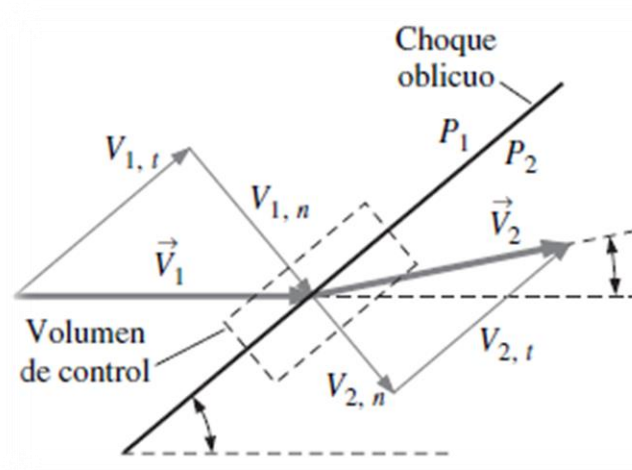


Figura 14. Componentes de la velocidad antes y después de la onda de choque.

Si se aplica la ecuación de la conservación de la cantidad de movimiento a las componentes normales de la velocidad, y sabiendo que las únicas fuerzas actuantes son las debidas a la presión, se tiene que:

$$P_1 - P_2 = \rho_2 V_{2n}^2 - \rho_1 V_{1n}^2 \quad (7)$$

Así, en caso de producirse una onda de choque, la presión después del choque será considerablemente superior a la presión antes de producirse.

De igual manera se puede aplicar la ecuación de la conservación de la energía al sistema, de donde se obtiene que:

$$h_1 + \frac{1}{2} V_{1n}^2 = h_2 + \frac{1}{2} V_{2n}^2 \quad (8)$$

Con solo mirar las ecuaciones obtenidas, se puede ver cómo son iguales a las obtenidas para choques normales, solo que escritas en función de las componentes normales de la velocidad. De esto se puede deducir que un choque normal no es más que un caso particular de uno oblicuo, en el que $\beta=90^\circ$.

Si se reorienta el volumen de control de tal forma que la onda de choque oblicua quede en posición vertical, se puede obtener una relación algébrica que une los ángulos θ y β con el número de Mach antes del choque. Que viene dada por la

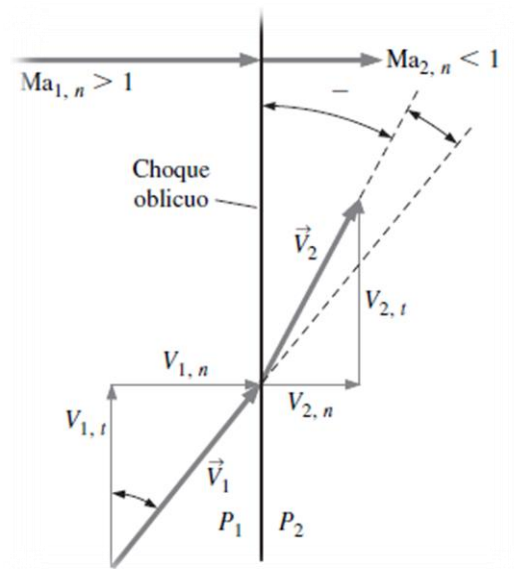


Figura 15. Cambio de orientación del choque oblicuo a una posición vertical.

$$\tan \theta = \frac{2 \cot \beta (Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1)}{Ma_1^2 (k + \cos 2\beta) + 2} \quad (9)$$

Sobre la figura 16 se puede apreciar una curva a trazos negros, que delimita los puntos para los cuales $\theta = \theta_{\max}$. Esto sirve para distinguir los choques débiles, que provocan deceleraciones más pequeñas y son las más corrientes, situados a la izquierda de la línea; de los choques fuertes, que provocan deceleraciones del flujo muy grandes, situados a la derecha de la línea. Además, se distingue una línea a trazos grises, que une los puntos para los cuales $Ma_2 = 1$, distinguiendo así las velocidades supersónicas, a la derecha, de las subsónicas, a la izquierda.

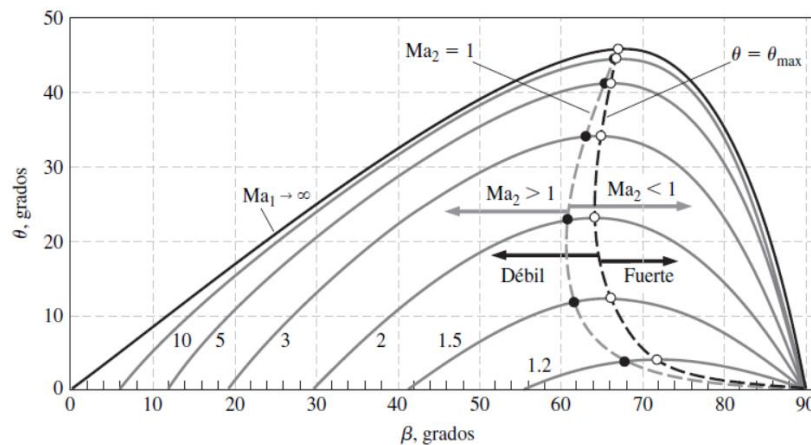


Figura 16 Dependencia entre θ y β para un choque oblicuo recto.

Por último, cabe mencionar las llamadas ondas de Mach, que son las ondas de choque oblicuo más débiles posibles para un número de Mach dado. Estas ondas no tienen efecto alguno en el flujo, puesto que son despreciables. El ángulo de choque para este tipo de ondas se conoce como ángulo de Mach, que viene dado por la siguiente ecuación:

$$\mu = \sin^{-1}(1/Ma_1) \quad (10)$$

1.5.1.2.3 Ondas de expansión de Prandtl-Meyer

En este caso, el flujo supersónico gira en dirección opuesta al estudiado anteriormente. A este tipo de flujo se le conoce como flujo de expansión y no se obtiene debido a una onda de choque. Ahora aparece una región de expansión continua, conocida como abanico de expansión, que está formada por infinitas ondas de Mach. En otras palabras, en vez de cambiar la dirección del flujo de forma repentina ante la aparición de una cuña, lo hace gradualmente, haciendo que cada onda de Mach gire el flujo una cantidad infinitesimal. El ángulo de Mach para cada onda del abanico se puede calcular mediante la dado por la siguiente ecuación: , teniendo en cuenta que cada ángulo se debe medir con respecto a la nueva dirección del flujo, tal y como se muestra en la siguiente figura.

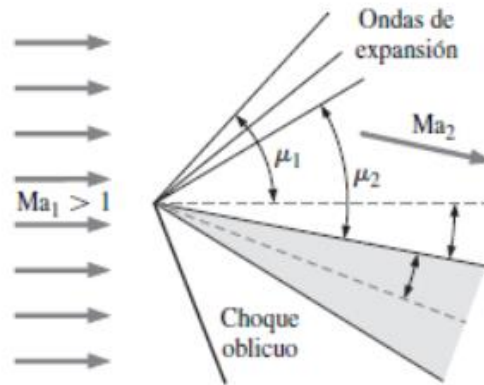


Figura 17. Abanico de ondas de expansión.

En caso de generarse una onda de expansión, ocurrirá lo contrario que al generarse una onda de choque oblicua; se producirá un gradiente negativo de presiones después del choque.

1.5.1.3 Fuerzas y momentos aerodinámicos [4]

Para explicar la obtención de las fuerzas aerodinámicas sobre el cohete, se va a hacer uso de un perfil alar. Si bien se harán algunas aclaraciones sobre las diferencias entre ambos perfiles al final del apartado.

Pese a parecer un concepto un tanto complejo, la generación de las fuerzas y momentos aerodinámicos sobre un vehículo viene determinada por la distribución de presiones p sobre el cuerpo, y por la distribución de tensiones cortantes τ ; tal y como se muestra en la figura a continuación.

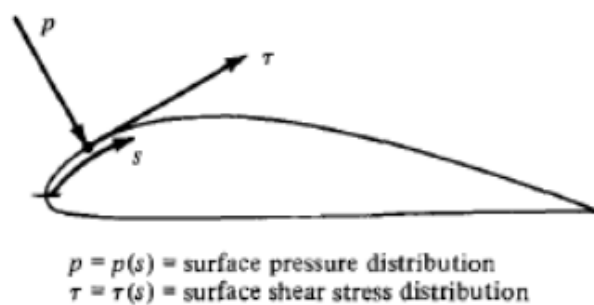


Figura 18. Presión y tensión cortante sobre un perfil alar.

En caso de querer modelizar la fuerza aerodinámica mediante una resultante R , ésta se podría descomponer en componentes tal que:

- ❖ Una componente de "drag" D en dirección paralela al flujo de aire, y una componente de lift L en la dirección perpendicular.

- ❖ Una componente axial A según la dirección del eje del perfil alar, y una componente normal N en la dirección perpendicular.

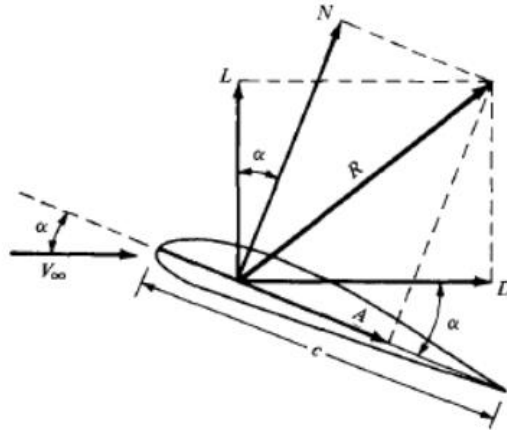


Figura 19. Fuerza aerodinámica resultante descompuesta por componentes.

Así, se podrían relacionar estas fuerzas entre sí mediante las siguientes ecuaciones:

$$D = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (11)$$

$$L = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (12)$$

Mediante un análisis más exhaustivo de la obtención de las fuerzas y momentos aerodinámicos mediante la integración de las cargas distribuidas sobre la superficie del cohete se puede demostrar, además, existen unos coeficientes adimensionales que definen las fuerzas y momentos aerodinámicos. Estos se pueden definir a través de un factor conocido como presión dinámica, que viene dado por la siguiente relación:

$$q_{\infty} \equiv \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (13)$$

Donde ρ_{∞} y V_{∞} definen la densidad y la velocidad del flujo de aire incidente sobre el cuerpo. Así, y mediante el uso de una superficie de referencia S y una longitud de referencia l , podemos definir los coeficientes adimensionales de las fuerzas y momentos aerodinámicos como:

$$C_D = \frac{D}{q_{\infty} S} \quad (14)$$

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} S} \quad (15)$$

$$C_M = \frac{M}{q_{\infty} S l} \quad (16)$$

Cabe mencionar que, en el caso de un perfil alar existe una fuerza de lift o sustentación que, debido a la geometría del mismo, proporciona una fuerza que mantiene en vuelo la aeronave. En el caso de un cohete, no tenemos esta reacción de la fuerza; por lo que nos centraremos en la fuerza de “drag”, longitudinal al flujo, y en la fuerza normal, perpendicular al cohete. Además del momento generado por dicha fuerza normal.

1.5.1.4 Concepto de centro de presiones, CP [4]

Sabemos que las fuerzas axiales y normales aplicadas sobre el cohete son debidas a las cargas distribuidas que vienen determinadas por las distribuciones de presión y esfuerzos cortantes. Si quisiéramos representar la fuerza aerodinámica sobre el cohete mediante una fuerza resultante, ésta debería estar aplicada sobre el cuerpo de tal manera que produjera los mismos efectos que las cargas distribuidas.

Si se considera por ejemplo de un perfil alar como el mostrado en la figura 20, sobre éste habrá dos fuerzas aplicadas, una normal, N' , y otra axial, A' ; que deberán estar aplicadas en un punto tal que generen el mismo momento sobre el borde delantero. Teniendo en cuenta que la fuerza axial estará aplicada sobre el eje del perfil, no producirá momento, con lo que la fuerza normal deberá colocarse aguas abajo del borde delantero, a una distancia x_{CP} .

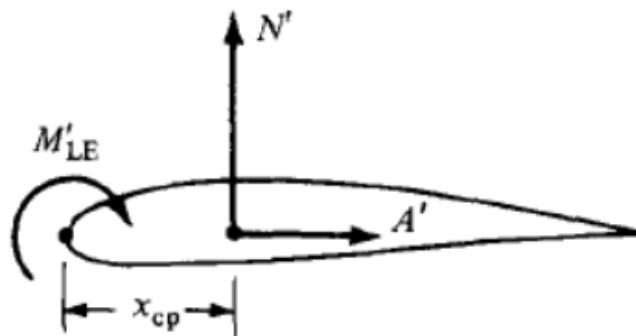


Figura 20. Centro de presión de un perfil alar.

Según podemos ver en la imagen anterior, el momento que daría la fuerza normal tendría signo opuesto al momento que la carga distribuida provoca, por lo tanto, la ecuación resultante quedaría de la siguiente manera:

$$M'_{LE} = (-x_{CP})N' \quad (17)$$

De donde se puede despejar fácilmente la posición del centro de presiones tal que:

$$x_{CP} = -\frac{N'}{M'_{CP}} \quad (18)$$

Así, se puede definir el centro de presiones como la posición sobre la cual se aplicaría la resultante de las cargas distribuidas que actúan sobre un cuerpo.

Supongamos ahora que se tomasen momentos con respecto al centro de presiones. En este caso, el momento producido por las fuerzas aerodinámicas sería cero. Así, también se puede definir el centro de presiones como aquel punto sobre el cual el momento resultante de las fuerzas aerodinámicas se anula.

Evidentemente, en el caso que se está estudiando, el cálculo de la fuerza normal total se puede realizar como un sumatorio de las fuerzas normales generadas por cada componente del cohete, tal como se muestra en la siguiente figura.

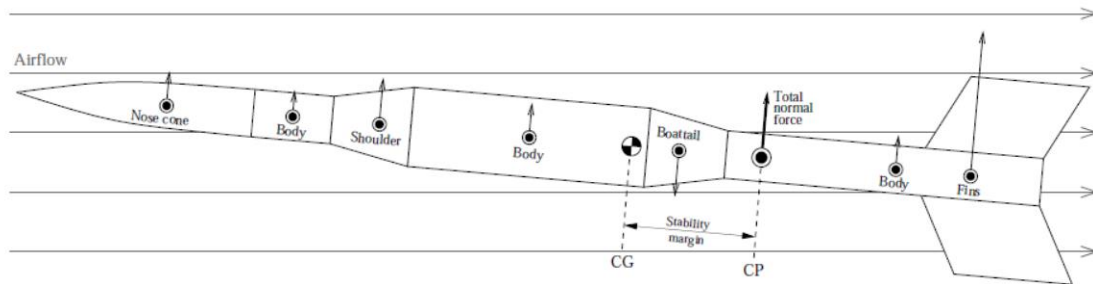


Figura 21. Fuerzas normales generadas por los distintos componentes de un cohete.

Por otro lado, la estabilidad de vuelo del cohete vendrá definida por la posición de este centro de presiones con respecto al centro de gravedad del sistema. En el caso de que esté situado por debajo del centro de gravedad, el momento generado por la fuerza normal resultante será un momento estabilizador, que tenderá a empujar al cohete hacia la posición vertical; en este caso se dirá que el cohete es estáticamente estable.

Mediante la relación entre las posiciones relativas del centro de presiones y del centro de gravedad se puede obtener el llamado margen de estabilidad, que no es más que la distancia existente entre ambos. Esta medida suele darse en función de los calibres, donde un calibre se refiere al diámetro máximo del cohete. Sin embargo, este margen de estabilidad del cohete suele reducirse a medida que aumenta el ángulo de ataque del cohete con respecto al flujo incidente.

Es evidente que, dependiendo de la masa y de la inercia del cohete, el momento estabilizante generado por la fuerza normal puede no corregir el cabeceo de forma correcta. Para cohetes ligeros, el momento puede ser mayor de lo necesario, tendiendo a una sobrecorrección y, haciendo que el cohete deje de ser estable. Por otro lado, se puede encontrar la situación de que el momento de inercia del cohete sea significativamente mayor que el generado por la fuerza normal, traduciéndose en una corrección insuficiente.

1.5.1.5 Teoría de la capa límite [4]

La introducción de la idea de que existe una capa muy fina de fluido adyacente a una superficie donde el flujo se frena debido a la fricción entre sólido y fluido fue algo revolucionario. Este concepto fue introducido por Prandtl en 1904, y supuso un enorme avance, pues permitía reducir las ecuaciones de Navier-Stokes a una forma más sencilla, las Ecuaciones de la Capa Límite. A partir de las cuales se pueden obtener las distribuciones de tensiones cortantes y transferencia de calor sobre la superficie.

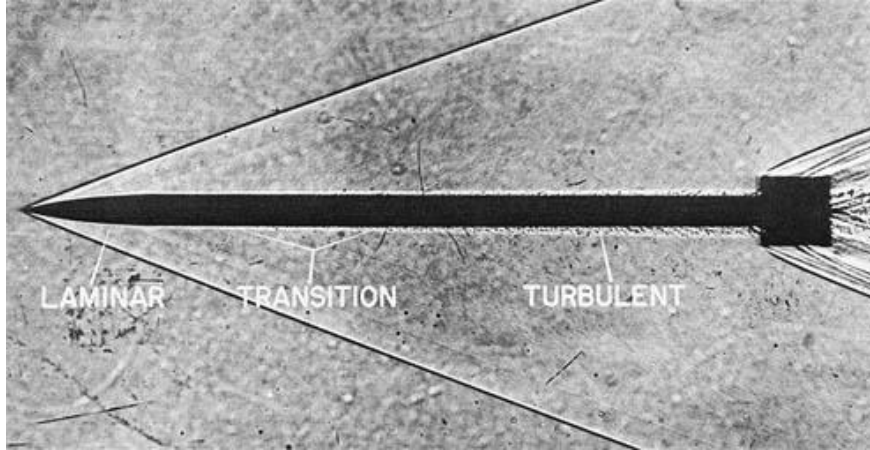


Figura 22. Ejemplo de capa límite.

1.5.1.5.1 Propiedades de la capa límite

Si se considera una superficie plana en el seno de un flujo viscoso, están contenidas en una región adyacente a dicha superficie. Siguiendo la condición de no-slip, la velocidad sobre la superficie es nula, mientras que la velocidad por encima de ella aumenta hasta alcanzar la velocidad del flujo libre, que se da a una altura δ , medida desde la superficie. Esta velocidad es conocida como velocidad del eje exterior de la capa límite. De manera análoga, la temperatura de la superficie se denota por T_w , y se puede obtener una distancia δ_T sobre la superficie, para la cual la temperatura llega a ser igual a la de la corriente libre.

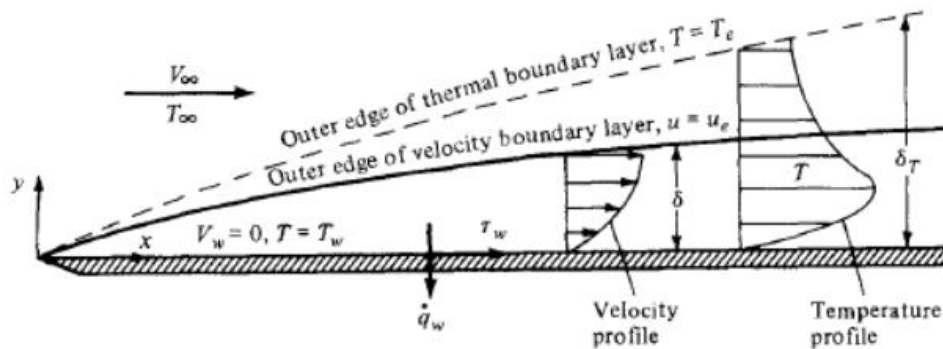


Figura 23. Propiedades de la capa límite.

Como se aprecia en la imagen anterior, las distancias δ y δ_T de las que dependen la capa límite, son variables a lo largo de la superficie, siendo además distintas entre sí en la mayoría de los casos.

Las tensiones cortantes y la transferencia de calor antes mencionadas, vienen generadas por estos gradientes de temperatura y velocidad en las zonas cercanas a la superficie, y vienen dadas por:

$$\tau_w = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)_w \quad (19)$$

$$\dot{q}_w = -k \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_w \quad (20)$$

Como se ha mencionado al comienzo del apartado, uno de los principales beneficios de la capa límite era la obtención de unas ecuaciones más sencillas para obtener los valores de tensión cortante y transferencia de calor. En caso de que la forma del objeto en cuestión no sea sencilla, se suele recurrir a las herramientas de CFD para poder resolver las Ecuaciones de la Capa Límite.

1.5.1.5.2 Corrección para flujo compresible

En apartados anteriores se calcularon las fuerzas aerodinámicas a partir de la presión dinámica, el área y unos coeficientes adimensionales. Sin embargo, en caso de contar con un flujo viscoso y compresible, los números de Mach y Reynolds (de los cuales dependen los coeficientes), dejan de tender a 0 e infinito, respectivamente.

En estos casos, las fuerzas aerodinámicas dejan de ser proporcionales al cuadrado de la velocidad el flujo, por lo que será necesario corregir los valores de los coeficientes incompresibles mediante la corrección de Prandtl-Glauert, que tiene en cuenta el número de Mach, y viene dada por la siguiente ecuación:

$$C_{compresible} = \frac{C_{incompresible}}{\sqrt{1 - Ma^2}} \quad (21)$$

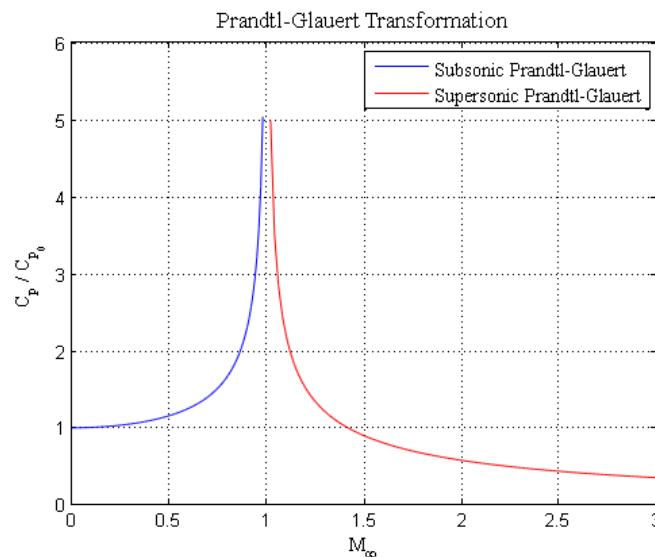


Figura 24. Corrección de Prandtl-Glauert.

1.5.2 CFD [5]

La dinámica de fluidos computacional es una combinación de varias disciplinas: mecánica de fluidos, matemáticas y ordenadores. Dentro de la mecánica de fluidos encontramos estática y dinámica, estando este segundo campo, relacionado con los fluidos en movimiento, así como el comportamiento del flujo. Por otro lado, las matemáticas aportan las ecuaciones diferenciales a partir de las cuales podemos definir el modelo físico a estudiar. Con el fin de poder resolver dichas ecuaciones, se traducen a diversos lenguajes de programación para que, posteriormente, ordenadores con un alto grado de poder computacional puedan obtener las distintas soluciones.

La dinámica de fluidos computacional tiene diversas aplicaciones hoy en día. Se puede utilizar como herramienta de estudio, de diseño o con aplicaciones aerodinámicas para automóviles o aeronaves. En nuestro caso, debemos prestar mayor atención a las aplicaciones centradas en el estudio y el campo aeroespacial. En lo referente a la primera, el CFD es muy útil a la hora de analizar y entender mejor los eventos o procesos físicos que tienen lugar en el flujo alrededor de un objeto. Donde, dichos procesos suelen estar relacionados con la difusión, la capa límite y con las turbulencias. Teniendo en cuenta que, muchos de los aspectos que definen los flujos a estudiar son no lineales (ya se tenga flujo compresible o incompresible), se deberá buscar una solución numérica para el problema, puesto que no existirá una solución analítica.

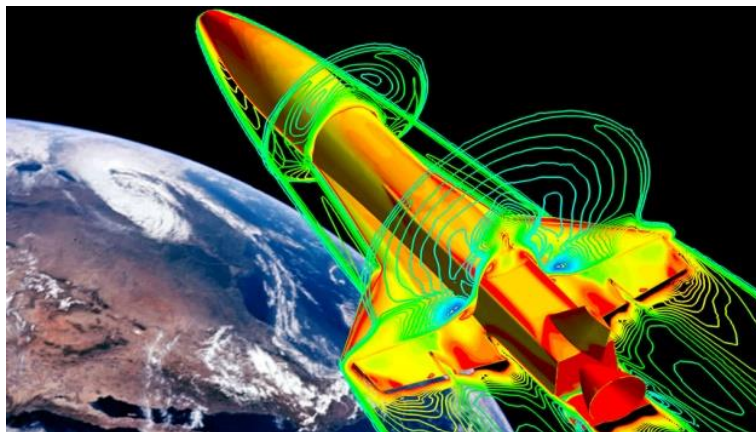


Figura 25. Ejemplo de líneas de flujo sobre una aeronave.

Una forma de demostrar la validez de los estudios de CFD es comparar la solución numérica obtenida, con un experimento llevado a cabo en un túnel de viento. A la vista de los resultados, se ve cómo los modelos de CFD pueden ser muy útiles a la hora de entender mejor la forma en que se comporta el flujo alrededor de un objeto.

Por su parte, la industria de la automoción también ha dado un amplio uso al CFD, siendo extremadamente útil la hora de reducir ciclos, optimizar piezas, mejorar la eficiencia energética y en el estudio de la aerodinámica exterior sobre todo. Aporta una manera más sencilla y barata de realizar estudios sobre los diferentes automóviles, puesto que se considera tan fiable como un experimento dentro de un túnel de viento.

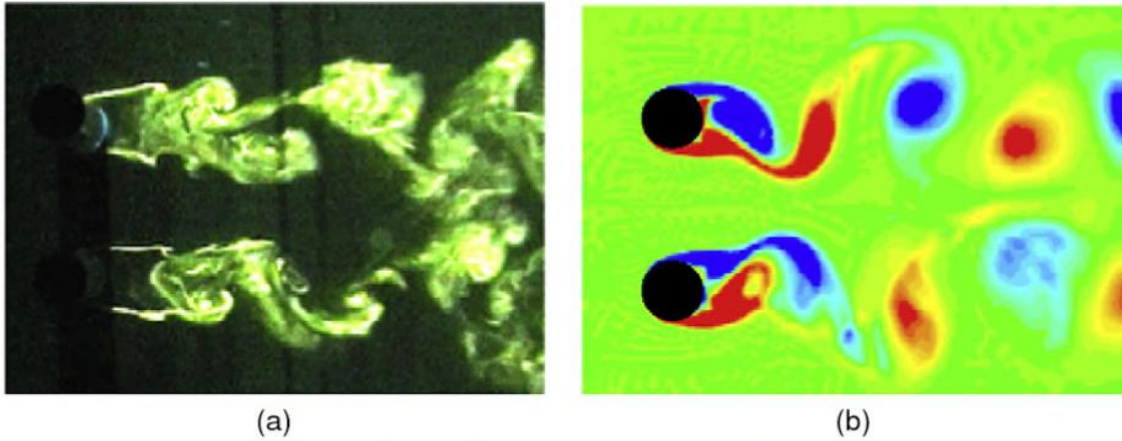


Figura 26. . Ejemplo de un experimento por CFD para el caso de flujo a través de dos cilindros paralelos, (a) resultados experimentales y (b) simulación numérica.

Por otro lado, la industria aeroespacial y de defensa llevan muchos años utilizando el CFD para mejorar el vuelo de las diferentes aeronaves. En un principio, la tarea para la que se usaba este método de cálculo era la obtención de la fuerza de sustentación sobre las alas de las aeronaves. Sin embargo, con la mejora de los métodos y los recursos a utilizar, el CFD se utiliza ahora para resolver diversos problemas que antes eran impensables.

El CFD también se ha usado mucho a la hora de diseñar aeronaves teniendo en cuenta el impacto que los vórtices podrían tener sobre el despegue y el aterrizaje, así como la comodidad de los pasajeros a bordo de la aeronave.

1.5.2.1 Modelos de flujo [6]

Para obtener las ecuaciones principales del movimiento de un fluido siempre hay que seguir una serie de pasos:

- ❖ Asunciones: conservación de la masa, conservación de la energía, cumplimiento de la segunda ley de Newton.
- ❖ Aplicar estos principios a un modelo de flujo.
- ❖ Deducir las ecuaciones matemáticas que rigen estos principios físicos.

1.5.2.1.1 Volúmenes de control finitos

Sea un flujo cualquiera, se toma un volumen alrededor de una zona finita del flujo. Pudiendo estar este volumen de control fijo, o moviéndose con el flujo. Puesto que las propiedades del volumen de control son exactamente iguales que en el resto del flujo, se puede estudiar esta región finita.

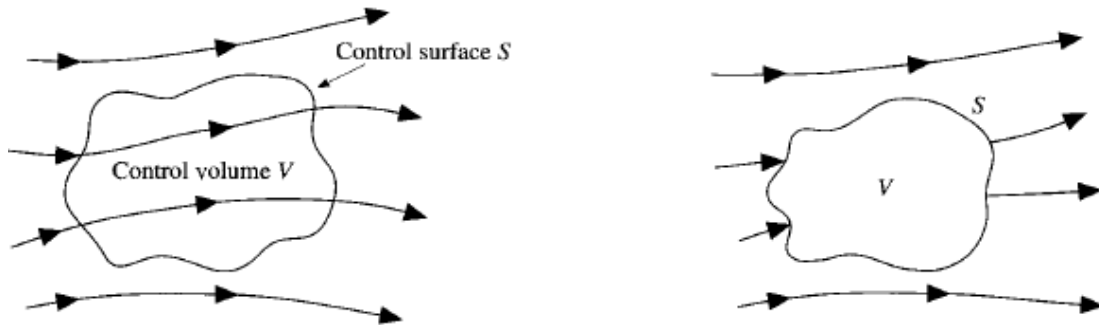


Figura 27. Volumen de control finito fijo, y moviéndose con el flujo, respectivamente.

De este análisis se obtendrán ecuaciones en forma de integral, que se pueden transformar en ecuaciones de derivadas parciales. En caso de que el volumen de control esté fijo, esa forma de las ecuaciones de gobierno se denomina conservativa; y en caso de que el volumen se desplace con el flujo, no conservativa.

1.5.2.1.2 Elemento de fluido infinitesimal

En este caso, se supone un elemento infinitesimal del flujo dV . De manera análoga al caso anterior, se puede hacer un estudio sobre este elemento infinitesimal y obtener directamente las ecuaciones en forma diferencial.

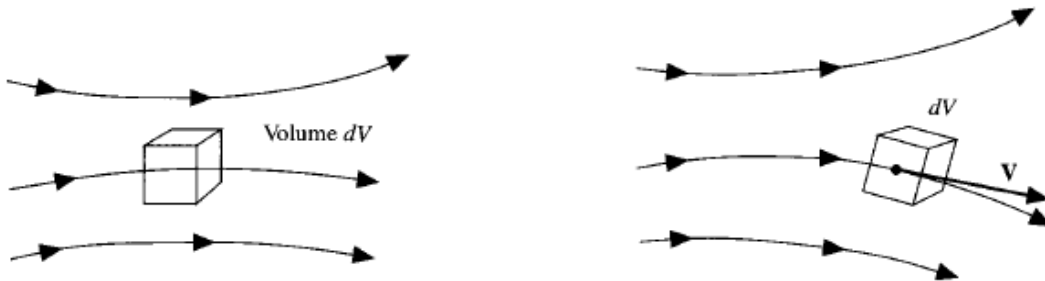


Figura 28. Elemento infinitesimal fijo y viajando con el flujo, respectivamente.

De nuevo, las ecuaciones diferenciales obtenidas en el caso de que el elemento infinitesimal esté fijo, estarán en forma conservativa; y en caso de que éste se desplace con el flujo, en forma no conservativa.

1.5.2.2 Ecuaciones de gobierno [7]

En este apartado se expondrán las ecuaciones que rigen el medio físico en su forma diferencial, que es la que utilizan los programas de CFD para realizar los cálculos.

1.5.2.2.1 Ecuación de continuidad

Sea un elemento infinitesimal que se desplaza en el seno de un fluido en movimiento, ese elemento tendrá una masa fija, pero su forma y volumen variarán a medida que se desplaza.

Puesto que la masa se conserva, se puede deducir que la variación de la masa del elemento infinitesimal es cero a lo largo de su movimiento. Por lo tanto:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (22)$$

1.5.2.2.2 Conservación de la cantidad de movimiento

Según la segunda ley de Newton, la suma de las fuerzas actuantes sobre una partícula es igual a la variación de la cantidad de movimiento de la misma. Teniendo en cuenta los términos correspondientes a las fuerzas en cada dimensión, se pueden obtener las siguientes relaciones para los ejes x, y, z, respectivamente:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (23)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (24)$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (25)$$

Donde p representa la presión, τ_{ij} la tensión cortante en dirección j y perpendicular a la dirección i , y el término ρf_i hace referencia a las fuerzas exteriores, sean del tipo que sean.

1.5.2.2.3 Ecuación de la energía

Este apartado se refiere al tercer principio físico mencionado al comienzo del apartado, la conservación de la energía.

$$\left[\begin{array}{l} \text{Intercambio de} \\ \text{calor dentro de un} \\ \text{elemento fluido} \end{array} \right] = \left[\begin{array}{l} \text{Flujo neto de} \\ \text{calor entrante} \\ \text{en el elemento} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{l} \text{Trabajo realizado} \\ \text{sobre el elemento por las} \\ \text{fuerzas de superficie} \end{array} \right]$$

$$[A] = [B] + [C] \quad (26)$$

De esta forma, se pueden expresar cada uno de los términos que componen la ecuación de la energía por separado:

$$A = \rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{V^2}{2} \right) dx dy dz \quad (27)$$

$$B = \left[\rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \right] dx dy dz \quad (28)$$

$$\begin{aligned}
 C = - \left[\left(\frac{\partial(\mathbf{up})}{\partial x} \right) + \left(\frac{\partial(\mathbf{vp})}{\partial y} \right) + \left(\frac{\partial(\mathbf{wp})}{\partial z} \right) + \frac{\partial(\mathbf{u}\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(\mathbf{u}\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(\mathbf{u}\tau_{zx})}{\partial z} \right. \\
 \left. + \frac{\partial(\mathbf{v}\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(\mathbf{v}\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(\mathbf{v}\tau_{zy})}{\partial z} + \frac{\partial(\mathbf{w}\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(\mathbf{w}\tau_{yz})}{\partial y} \right. \\
 \left. + \frac{\partial(\mathbf{u}\tau_{zz})}{\partial z} \right] dx dy dz + \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{V} dx dy dz
 \end{aligned} \quad (29)$$

Donde C se refiere a la suma del trabajo realizado por las fuerzas de superficie sobre las tres direcciones del espacio, así como la contribución de la fuerza del cuerpo; B tiene en cuenta el intercambio de calor por conducción en las tres direcciones del espacio; y A es la suma de la energía interna y cinética del elemento.

1.5.2.3 Modelo de turbulencia: Spalart-Allmaras (1eqn) [8] [9]

Hoy en día las simulaciones en CFD se basan en la simulación de “Reynolds-Averaged Navier-Stokes” o RANS. Estas simulaciones parten de la descomposición que hizo Reynolds de las variables del flujo en valores medios y fluctuantes, que más tarde se introducen en las ecuaciones de Navier-Stokes. Después de promediar éstas ecuaciones, se llega a un nuevo término desconocido, el tensor de tensiones de Reynolds, que ha de modelizarse para poder resolver las ecuaciones.

Este modelo de turbulencia se caracteriza por tener una sola ecuación, y por estar diseñado expresamente para aplicaciones aeroespaciales. Su ecuación característica es la expuesta en la siguiente ecuación:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_\nu \quad (30)$$

1.5.2.3.1 Términos de producción

El término debido a la producción se modeliza mediante la siguiente ecuación:

$$G_\nu = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{\nu} \quad (31)$$

En este término de la ecuación se encuentran dos variantes: la primera es aquella que solo tiene en cuenta la vorticidad a la hora de realizar los cálculos, mientras que la segunda, más novedosa y precisa, tiene en cuenta también las tensiones producidas por los vórtices.

1.5.2.3.2 Términos de difusión

El modelo de Spalart-Allmaras modeliza este término tal que:

$$\frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot (\mathbf{v}_t \nabla \mathbf{v}_t)] = \frac{1}{\sigma_\nu} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} \right] \quad (32)$$

Después, con el fin de conseguir modelizar el comportamiento de difusión orientado según el flujo aerodinámico, se añade un término no conservativo, que viene dado a continuación:

$$\frac{1}{\sigma} [C_{b2}(\nabla \mathbf{v}_t)^2] = \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} [C_{b2}\rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j}\right)^2] \quad (33)$$

1.5.2.3.3 Términos de destrucción

Estos términos solo aparecen en las zonas en las que hay tensiones presentes y en las que, por lo tanto, los efectos de la viscosidad son muy elevados. Estos términos se modelizan mediante la siguiente ecuación:

$$Y_v = C_{w1}\rho f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d}\right)^2 \quad (34)$$

1.5.2.3.4 Calibración del modelo

En este proceso, se definen las constantes y las funciones mediante el uso de datos tanto experimentales como numéricos del flujo que se ha de modelar.

1.5.2.4 Funcionamiento general de un código de CFD [4] [10]

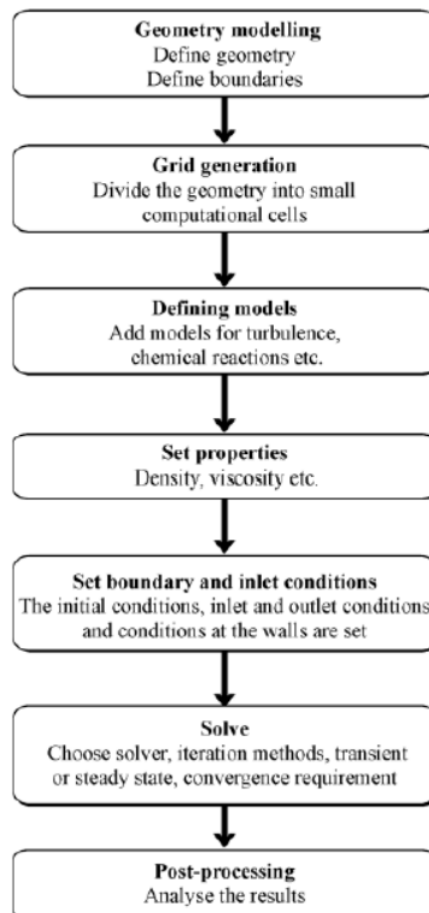


Figura 29. Flujo de los pasos seguidos en una simulación de CFD.

Los programas de CFD están estructurados alrededor de los algoritmos numéricos capaces de resolver las ecuaciones que modelizan el flujo de un fluido. Con vistas a ofrecer un acceso sencillo a la resolución de estos problemas, todos los programas comerciales de CFD tienen una interfaz de usuario sencilla, en la que se pueden encontrar los siguientes módulos: preprocesador, solucionador y postprocesador.

1.5.2.4.1 Preprocesador

El preprocesado consiste en la introducción de los datos necesarios para modelizar el problema en cuestión; e incluye:

- ❖ Definición del dominio de computación
- ❖ Generación de la malla
- ❖ Selección de los modelos físicos y químicos necesarios
- ❖ Definición de las propiedades del fluido
- ❖ Especificación de las condiciones de contorno

La precisión de cálculo depende del número de celdas que hay en la malla, obteniéndose mejores resultados cuanto más fina es ésta. Con vistas a mejorar el aprovechamiento de los recursos de cálculo, se suele utilizar una malla más fina en las zonas en las que interesa modelizar de forma precisa el flujo, cerca de la geometría a estudiar; y de forma más gruesa a medida que nos alejamos de ella.

1.5.2.4.2 Solucionador

Para resolver las ecuaciones diferenciales se pueden utilizar tres métodos distintos: diferencias finitas, volúmenes finitos y métodos espectrales. En este caso, nos centraremos en el modelo de los volúmenes finitos, que se explicará más adelante.

En general, el proceso seguido por el algoritmo de cálculo es el siguiente:

- ❖ Integración de las ecuaciones diferenciales sobre los volúmenes de control
- ❖ Discretización de los resultados para obtener un sistema de ecuaciones algebraicas
- ❖ Aplicación de un método iterativo para resolver el sistema de ecuaciones algebraicas

Con vistas a resolver las ecuaciones en forma integral, se puede expresar la conservación de cualquier propiedad Φ del flujo en función de una serie de procesos que tiendan a aumentarla y reducirla:

$$\left[\begin{array}{l} \text{Variación de} \\ \Phi \text{ en el volumen} \\ \text{de control con} \\ \text{respecto del} \\ \text{tiempo} \end{array} \right] = \left[\begin{array}{l} \text{Incremento neto} \\ \text{de } \Phi \text{ debido a la} \\ \text{convención dentro} \\ \text{del volumen} \\ \text{de control} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{l} \text{Incremento neto} \\ \text{de } \Phi \text{ debido a la} \\ \text{difusión dentro} \\ \text{del volumen} \\ \text{de control} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{l} \text{Creación} \\ \text{neta de } \Phi \\ \text{dentro del} \\ \text{volumen} \\ \text{de control} \end{array} \right]$$

1.5.2.4.3 Postprocesador

Debido al enorme crecimiento que ha tenido el uso de programas de CFD en los últimos años, se les ha dotado de unas herramientas que permiten visualizar los datos de forma muy versátil. Entre ellos cabe destacar:

- ❖ Monitor de dominio y malla
- ❖ Representación gráfica con vectores

- ❖ Representación gráfica de contornos de distintas variables
- ❖ Representación gráfica de superficies en 2D y en 3D
- ❖ Seguimiento de partículas
- ❖ Manipulación de las vistas (traslación, rotación, escalado...)
- ❖ Animaciones dinámicas
- ❖ Facilidad de exportación de los datos numéricos

1.5.2.5 Método de los volúmenes finitos ^[10]

Este método se basa en la conservación local de las propiedades del flujo. Para resolver las ecuaciones diferenciales, se divide el dominio en volúmenes finitos llamados celdas. Mediante la ley de Gauss, las ecuaciones que definen un principio de conservación pueden ser reescritas como en términos algebraicos. Así, la ecuación de gobierno, antes expresada por medio de ecuaciones diferenciales, queda reformulada en cada celda, dando lugar a un sistema de ecuaciones algebraicas.

Lo más usual es que estos sistemas de ecuaciones algebraicas sean resueltos mediante métodos numéricos, lo cual lleva consigo el consiguiente error numérico de cálculo. Sin embargo, se puede demostrar que este error disminuye considerablemente, incluso pudiendo llegar a anularse en caso de que el tamaño de cada celda fuera lo suficientemente pequeño. Aun así, reducir el tamaño de celda no es la solución a todos los problemas, puesto que acarrea un incremento notable del número de celdas, lo cual requiere un poder computacional en aumento, cosa que no siempre se posee; y en caso de tenerlo, se traduciría en tiempos de cálculo demasiado extensos.

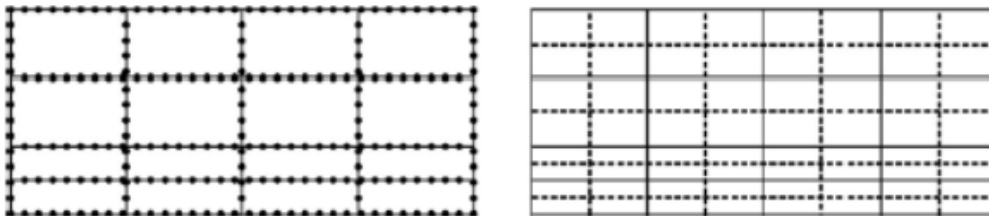


Figura 30. Volúmenes de control para un algoritmo centrado en nodos y centrado en caras, respectivamente.

1.5.3 Star-CCM+ ^[11]

La interfaz de usuario que oferta el programa Star-CCM+ permite realizar todas las operaciones desde el mismo panel de control, lo cual permite agilizar el proceso. Así, se pueden realizar desde las tareas de importación de la geometría hasta las definiciones de cálculo, pasando por el mallado; todo ello desde el mismo módulo.

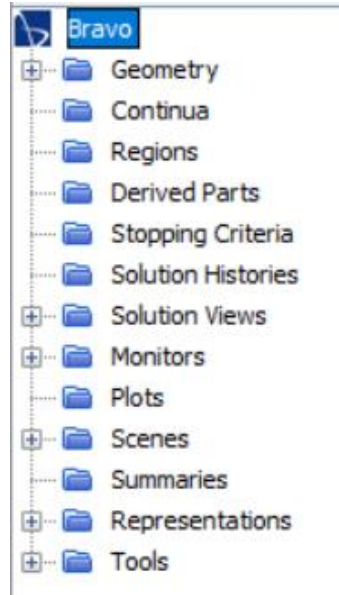


Figura 31. Interfaz de usuario en Star-CCM+.

❖ “Continua”

Se elige el medio físico sobre el que se va a realizar la modelización, por defecto creado como “physics 1”.

➤ “Models”

▪ “Enabled models”

Se llevará a cabo un análisis en tres dimensiones.

▪ “Time”

Se considerará que el estudio se realiza una vez el sistema está en equilibrio, por lo tanto se elige la opción “steady”. En caso de desear un análisis variable con el tiempo, se utilizará la opción “transient”.

▪ “Material”

En este caso se modelizará el aire, con lo que se elige: gas.

▪ “Flow”

Para poder resolver de forma correcta las ecuaciones diferenciales cuando se tiene en cuenta compresibilidad de flujo, no se puede utilizar flujo segregado, por lo que la opción seleccionada será: “coupled flow”. En caso de analizar flujos a bajas velocidades, la modelización se llevará a cabo mediante: “segregated flow”.

▪ “Equation of state”

Como se modelizarán velocidades elevadas, se utilizará la aproximación que permita variar la densidad del gas elegido, así que se marca la opción de: “ideal gas”. En caso de modelizar bajas velocidades, se seleccionará “constant density”.

▪ “Viscous regime”

Al estar modelizando el flujo alrededor de una aeronave como es un cohete, que viaja a altas velocidades, el régimen del flujo a su alrededor será: “turbulent”.

- “Reynolds-Averaged Turbulence “

Para resolver las ecuaciones diferenciales es necesario elegir una ecuación para modelizar la viscosidad. En nuestro caso, se utilizará el modelo de “Spalart-Allmaras Turbulence”, puesto que está especialmente pensado para aplicaciones aeronáuticas y aeroespaciales; añadiendo la opción “All y+ Wall Treatment” para modelizar de manera correcta la capa límite.
- “Reference Values”

En este apartado es necesario seleccionar valores mínimos y máximos admisibles para la temperatura y espesor mínimo de la pared, que sirven como cotas superiores e inferiores para los cálculos, así como establecer la presión de trabajo. En este caso las simulaciones se realizarán a nivel del mar con lo que:

 - “Reference pressure”: 101325 Pa
- “Initial Conditions”

En este apartado se inicializan ciertas variables, entre las que se encuentran la presión barométrica, temperatura estática, turbulencia o velocidad.
- ❖ “Regions”

En este apartado se modelizan las distintas regiones de que se compone la geometría introducida, debiendo marcarse las condiciones de contorno necesarias.

 - “Boundaries”

Para poder repartir las condiciones de contorno, es necesario asignar un nombre a cada cara de la geometría, que se hará de la manera expuesta a continuación. Todas las caras que forman parte del cohete, se modelizarán mediante la opción “Wall”, asegurándose de que la opción de “no-slip” está activada. Por otro lado, está la pared del cilindro que se ha utilizado de “enclosure”, que se modeliza como una “Wall” también, solo que esta vez se activará la opción de slip, para que el flujo no interactúe con ella. Después, debemos modelizar el “inlet”, para lo que se utilizará la opción de “free stream”, que modeliza el aire viniendo desde infinitamente lejos, habrá que tener en cuenta la dirección del flujo, así como la velocidad del mismo, introducida en función del número de Mach. Además, falta por asignar la condición de contorno para el “outlet”, que no es otra que “pressure outlet”. Y para terminar, en el plano de simetría se asignará la opción de “symmetry”.

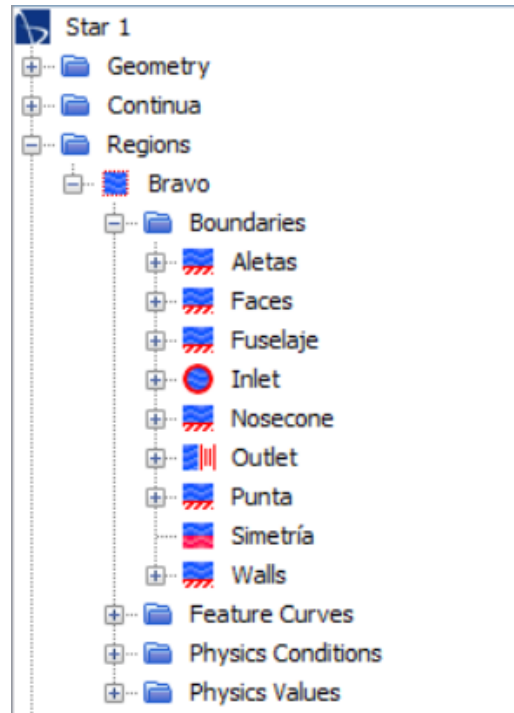


Figura 32. Selección de las condiciones de contorno.

- ❖ “Solvers”

En esta parte de la selección se pueden variar ciertos factores de tal forma que se obtenga una mejor convergencia de la solución. Uno de ellos es el “Courant Number”, que se suele seleccionar relativamente bajo, por ejemplo 5.
- ❖ “Stopping Criteria”

Se selecciona el número máximo de iteraciones que se quieren realizar, aunque también se pueden añadir otros criterios de parada, como que las variaciones en la fuerza de “drag” sean menores que un tanto por cierto preestablecido por el usuario.
- ❖ “Reports”

Se pueden agregar distintas “reports” de tal forma que se obtenga un seguimiento gráfico de las fuerzas o coeficientes en estudio. Para ello, una vez creada la “report”, se seleccionará la opción de crear un monitor y un gráfico para la variable de control seleccionada.
- ❖ “Scenes”

Se presenta la oportunidad de crear diferentes escenas gráficas para una variedad de variables, como pueden ser distribuciones de presión o de velocidades. Así como seleccionar la malla o la geometría inicial.
- ❖ “Representations”

Este apartado permite observar la malla teniendo en cuenta el número de caras, nodos y elementos utilizados.

1.5.4 ANSYS Fluent [12]

La interfaz de usuario que oferta ANSYS Fluent es un tanto diferente a la del Star-CCM+. En este caso, los distintos apartados a estudiar están separados en módulos. De esta forma, encontramos la geometría separada del mallado, y ambas separadas de la modelización del sistema físico.

A diferencia del otro programa, en éste no se oferta la posibilidad de crear y refinar una malla con poliedros dentro del módulo de mallado, sino que la malla inicial se realiza con tetraedros o hexaedros y una vez dentro del módulo de cálculo, se puede utilizar la opción de convertir la malla a poliedros.

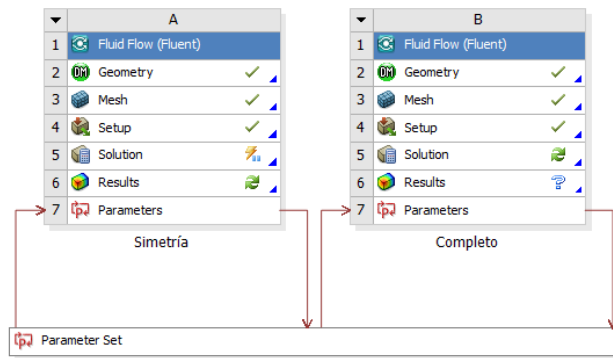


Figura 33. Módulos de trabajo en ANSYS Fluent.

- Setup
 - General
 - Models
 - Materials
 - Cell Zone Conditions
 - Boundary Conditions
 - Dynamic Mesh
 - Reference Values
- Solution
 - Methods
 - Controls
 - Report Definitions
 - Monitors
 - Cell Registers
 - Initialization
 - Calculation Activities
 - Run Calculation
- Results
 - Graphics
 - Plots
 - Animations
 - Reports
 - Parameters & Customization

Figura 34 Interfaz de usuario en ANSYS Fluent.

❖ “Setup”

➤ “General”

Una vez terminada la malla, se pasa al apartado de general, en el que se elige el tipo de resolución que se quiere para el problema, tomando en consideración el tipo: entre “Pressure-Based” o “Density-based”, siendo este último el elegido para los cálculos, pues los realizará teniendo en cuenta las variaciones en la densidad del fluido, que es muy importante cuando nos adentramos en velocidades superiores a Mach 0.3, donde empiezan los problemas de compresibilidad. Además, hay que elegir si se trata de un problema estático en el tiempo, “steady”, o uno que varía con él, “transient”. Normalmente se utilizará el primero de ellos, asumiendo que el flujo ha llegado a un estado de equilibrio en el momento de realizar los cálculos.

➤ “Models”

Después, se pasa a la pestaña de modelos físicos, siendo necesario activar el modelo de la energía para que tengan lugar las transferencias de calor necesarias; así como el modelo viscoso de Spalart-Allmaras de 1 ecuación, puesto que está programado expresamente para cálculos aeroespaciales. Siendo además necesario activar la opción de “Strain/Vorticity-Based” para los términos de producción de la ecuación que, como se explica en el apartado 1.5.2.3, es más precisa que la opción en la que solo se tiene en cuenta el efecto de la vorticidad sobre este término.

➤ “Materials”

Una vez hecho esto, se pasa a seleccionar los materiales de estudio. Utilizándose el aire como fluido, y activando la opción de que su densidad varíe según el modelo de un gas ideal, para que se adapte de forma correcta ante los problemas de compresibilidad que aparecerán en las velocidades consideradas.

➤ “Cell Zone Conditions”

Después, hay que tener en cuenta que se pueden estar simulando distintas fases, por lo que habrá que asegurarse de que cada parte tenga asignado el tipo de material de que se compone; siendo en este caso un fluido.

➤ “Boundary conditions”

Como última parte de la modelización del medio físico, se recurre a las condiciones de contorno, de tal forma que se aporte al programa los datos necesarios para resolver las ecuaciones diferenciales. Se utilizará un “pressure-far-field” para el “inlet”, que permite modelizar el flujo entrante como si se tratara de un espacio infinitamente amplio, permitiendo variar el número de Mach así como la dirección del flujo entrante, “pressure-outlet” para el outlet, y “Wall” para el resto de cuerpos. Teniendo en cuenta que en el caso de las paredes laterales se activará la opción de “specific shear”, poniendo a 0 todos los valores de las tensiones, de tal forma que al pegar el flujo de aire contra ellas, no exista una interacción entre el flujo y las paredes; mientras que en el caso de las superficies del cohete se mantendrá la condición de “no-slip”, que simula la situación real del choque del fluido contra un cuerpo que se abre paso a través de él. Además hay que tener en cuenta las condiciones de operación en las que se trabaja, de tal forma que tanto el “inlet” como el “outlet” puedan trabajar con una presión

barométrica nula. Para ello, se inicia el sistema a 1 atmósfera de presión, modelizando como si se trabajara a nivel del mar.

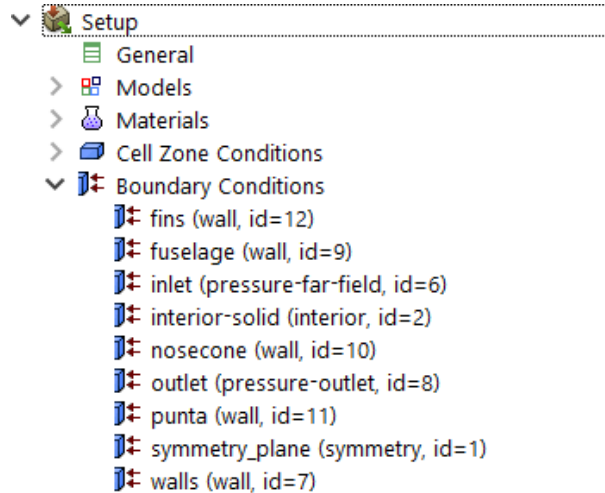


Figura 35. Selección de las condiciones de contorno en ANSYS Fluent.

❖ “Solution”

➤ “Methods” y “Controls”

Una vez acabada la modelización física, se pasa a la solución del sistema. Para lo que se selecciona la formulación implícita de las ecuaciones y se elige un “Courant Number” relativamente bajo, por ejemplo 5, para que los cambios de celda a la hora de realizar los cálculos sean lo más suaves posibles.

➤ “Report definitions”

Con el fin de poder analizar los resultados, se añaden “reports”, en particular para la fuerza de “drag”, la fuerza normal y el momento generado por esta última; seleccionando la opción de que los resultados vayan apareciendo en pantalla tanto numéricamente como por medio de gráficas.

➤ “Monitors”

Además de las definiciones de las fuerzas añadidas por el usuario, habrá que tener en cuenta el criterio de convergencia de la solución, para lo cual se selecciona la opción de los valores residuales dentro de la pestaña de monitores; y se rebajan hasta 10^{-6} , de tal forma que el programa no pare de calcular antes de haber llegado a la solución real del problema.

➤ “Inizialization” y “Run calculation”

Una vez terminado esto, se pasa a la inicialización del programa, para lo cual se utiliza la opción de inicialización híbrida, seguida del cálculo de la solución, para lo que se utilizarán al menos 2000 iteraciones, salvo que la solución converja antes.

❖ “Results”

Una vez termina de calcular, se pueden obtener valores numéricos y gráficos de la solución dentro del propio Fluent en el apartado de resultados, o se puede recurrir al módulo de resultados separado del mismo.

1.5.5 OpenRocket [13]

Si bien este programa no utiliza análisis de CFD para realizar los cálculos, resultará muy útil a la hora de hacer los análisis referentes al “Drift” del cohete en su descenso.

De forma simplificada, el programa considera 4 fases distintas durante el vuelo del cohete:

- 1) Lanzamiento
- 2) Vuelo propulsado
- 3) Vuelo libre
- 4) “Recovery”

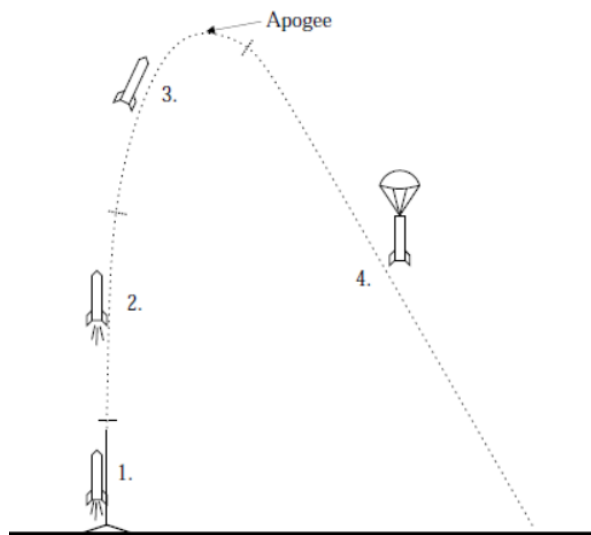


Figura 36. Representación de las 4 fases básicas de vuelo de un cohete.

A continuación se muestran los procedimientos en los que se basa el programa tanto para calcular los coeficientes aerodinámicos como para realizar las simulaciones de vuelo.

1. Propiedades aerodinámicas

Para realizar los cálculos es necesario conocer todas las fuerzas ejercidas sobre el cohete, así como los momentos que éstas pueden inducir. A continuación se muestra el procedimiento utilizado para obtener las fuerzas y momentos aerodinámicos que tendrán efecto sobre el cohete.

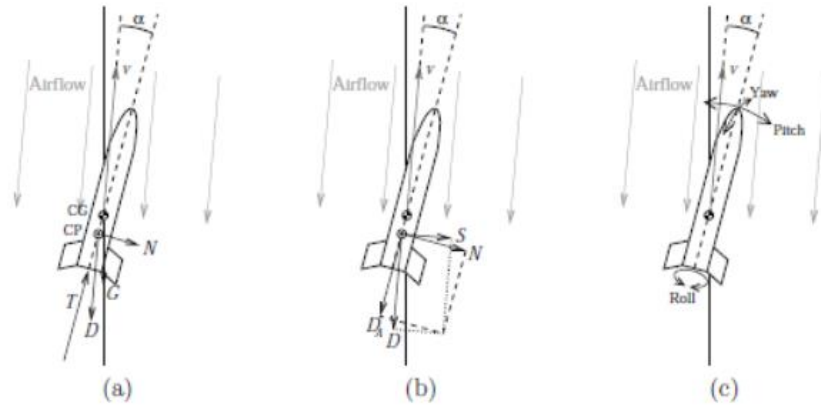


Figura 37. Fuerzas y momentos que actúan sobre el cohete.

1.1. Coeficientes de las fuerzas aerodinámicas

Las fuerzas se simplifican mediante el término de la presión dinámica, tal y como se explica en el apartado 1.5.1.3 Fuerzas y momentos aerodinámicos; obteniéndose coeficientes para el “drag” y la fuerza normal, y para el cabeceo y balanceo.

Por otro lado, el centro de presión se obtiene utilizando la relación entre los coeficientes, de manera análoga a lo expuesto en el apartado 1.5.1.4 Concepto de centro de presiones, CP.

1.2. Fuerzas normales y momentos de cabeceo

El programa utiliza el método de Barrowman para calcular los coeficientes de la fuerza normal y del momento de cabeceo, así como el CP. Para ello, separa el cohete en sus distintos componentes y calcula los coeficientes y el CP de cada uno de ellos y, finalmente, las combina todas de forma que se obtienen los valores reales de los coeficientes así como la posición real del CP.

Para poder llevar a cabo los cálculos, se realizan algunas asunciones: el ángulo de ataque es cercano a 0, el flujo estable y sin rotación alrededor del cuerpo, el cohete se comporta como un sólido rígido, la punta del cohete consiste en un punto afilado, las aletas se modelizan como placas planas y el cuerpo del cohete tiene simetría axial.

Para los tres apartados a continuación se obtienen los correspondientes coeficientes de fuerza normal y cabeceo.

1.2.1. Simetría axial de los cuerpos

Mediante este método, se calculan los coeficientes C_N y C_m en función del ángulo de ataque para velocidades subsónicas; a los que se añadirá un coeficiente de corrección para casos en los que los ángulos dejan de ser pequeños.

Coeficientes para velocidades subsónicas:

$$C_{N\alpha} = \frac{2}{A_{ref}} [A(l) - A(0)] \frac{\sin \alpha}{\alpha} \quad (35)$$

$$C_{m\alpha} = \frac{2}{A_{ref}d} [LA(l) - V] \frac{\sin \alpha}{\alpha} \quad (36)$$

$$CP = \frac{C_{m\alpha}}{C_{N\alpha}} \quad (37)$$

1.2.2. Aletas planas

A la hora de realizar los cálculos, se supone que las aletas están separadas del cohete y se añadirán a los resultados del apartado anterior.

La regla de Barrowman solo estaba pensada para aletas trapezoidales, pero pueden ser corregidas en caso de que se utilicen aletas elípticas. Lo mismo ocurre con el número de aletas, que en un principio era solo válido para 3 o 4 aletas, si bien se puede corregir de forma que se adapte a la geometría de cualquier cohete.

1.2.2.1. Coeficientes para 1 aleta a velocidades subsónicas:

$$(C_{N\alpha})_1 = \frac{C_{N\alpha 0} F_D \frac{A_{fin}}{A_{ref}} \cos \Gamma_c}{2 + F_D \sqrt{1 + \frac{4}{F_D^2}}} \quad (38)$$

Donde $C_{N\alpha 0}$ es el coeficiente de fuerza normal derivado de un perfil alar en 2D, F_D el parámetro de correlación de Diederich y Γ_c el ángulo barrido desde la mitad de la cuerda.

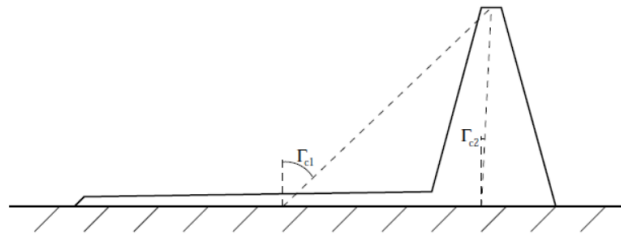


Figura 38. Muestra de las dos posibilidades de Γ_c .

$$C_{N\alpha 0} = \frac{2\pi}{\beta} \quad (39)$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2}; M < 1 \quad (40)$$

$$2s^2 / A_{fin} \quad (41)$$

$$F_D = \frac{1}{2\pi} C_{N\alpha} \cos \Gamma_c$$

1.2.2.2. Coeficientes para 1 aleta a velocidades supersónicas:

$$(C_{N\alpha})_1 = \frac{A_{fin}}{A_{ref}} (K_1 + K_2 \alpha + K_3 \alpha^2) \quad (42)$$

Dónde:

$$K_1 = \frac{2}{\beta} \quad (43)$$

$$K_2 = \frac{(\gamma + 1)M^4 - 4\beta^2}{4\beta^4} \quad (44)$$

$$K_3 = \frac{(\gamma + 1)M^8 + (2\gamma^2 - 7\gamma - 5)M^6 + 10(\gamma + 1)M^4 + 8}{6\beta^7} \quad (45)$$

1.2.2.3. Coeficiente para varias aletas:

Se estudia la posibilidad de implementar varias aletas en un mismo cohete, para lo cual se corrigen los coeficientes de la siguiente manera:

$$(C_{N\alpha})_N = \left(\sum_{k=1}^N \sin^2 \Lambda_k \right) \begin{cases} 1.000 & N_{tot} = 1, 2, 3, 4 \\ 0.948 & N_{tot} = 5 \\ 0.913 & N_{tot} = 6 \\ 0.854 & N_{tot} = 7 \\ 0.810 & N_{tot} = 8 \\ 0.750 & N_{tot} > 8 \end{cases} \quad (46)$$

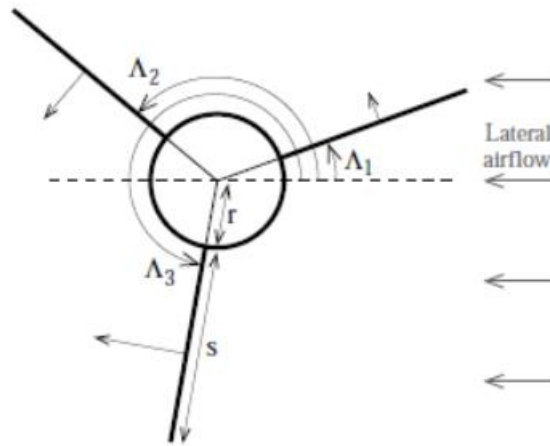


Figura 39. Configuración de las aletas perfectamente inclinadas.

1.2.2.4. Interferencia aleta-cuerpo

$$(C_{N\alpha})_{T(B)} = K_{T(B)}(C_{N\alpha})_N \quad (47)$$

$$K_{T(B)} = 1 + \frac{r_t}{s + r_t} \quad (48)$$

Donde s es la longitud de la aleta y r_t es el radio del cuerpo en el punto donde está la aleta.

1.2.3. Momento de cabeceo amortiguado

Pese a realizar un vuelo casi vertical en el ascenso, en el apogeo se produce un cambio muy brusco en la dirección del cohete, lo que puede traducirse en unas oscilaciones. Es en este momento cuando más puede afectar el cabeceo.

El coeficiente de cabeceo amortiguado se resta a los demás momentos de cabeceo.

$$dF = 1.1 \frac{1}{2} \rho (\omega \xi)^2 2r_t d\xi \quad (49)$$

Donde $2r_t d\xi$ es el área de referencia.

$$m = 0.275 \rho r_t l^4 \omega^2 \quad (50)$$

$$C_{damp} = 0.55 \frac{r_t l^4 \omega^2}{A_{ref} v_0^2} \quad (51)$$

1.3. Dinámicas de balanceo

Si las aletas están desalineadas, se inducirá un momento de balanceo. Por otro lado, cuando hay una velocidad angular de balanceo, los extremos de las aletas se ven sometidos a elevadas fuerzas tangenciales opuestas al momento de rotación.

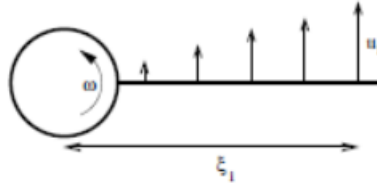


Figura 40. Velocidad radial sobre una aleta en función de la posición.

Para evaluar el efecto del balanceo se dividirá la aleta en cuerdas y después se integrará sobre ellas.

1.3.1. Coeficiente de balanceo forzado

Se obtiene a partir del ángulo de inclinación de la aleta y suponiendo que no hay balanceo previo.

Coeficiente para régimen subsónico y supersónico:

$$C_{lf} = \frac{N(y_{MAC} + r_t)(C_{N\alpha})_1 \delta}{d} \quad (52)$$

1.3.2. Coeficiente de balanceo amortiguado

Se obtiene sobre aletas perfectamente alineadas sometidas a una velocidad angular de cabeceo constante.

$$C_{ld} = \frac{N}{A_{ref} d} \sum_i C_{P_i} c_i \xi_i \Delta \xi_i \quad (53)$$

Donde $c_i \Delta \xi_i$ es el área de referencia.

1.4. Fuerzas de "drag"

A continuación se muestra una imagen resumen de las fuerzas de "drag" que actúan sobre un cohete; donde se ve cómo el flujo varía de laminar a turbulento a medida que avanza sobre la geometría del cohete.

$$C_{D_0} = \frac{A_{component}}{A_{ref}} C_D \quad (54)$$

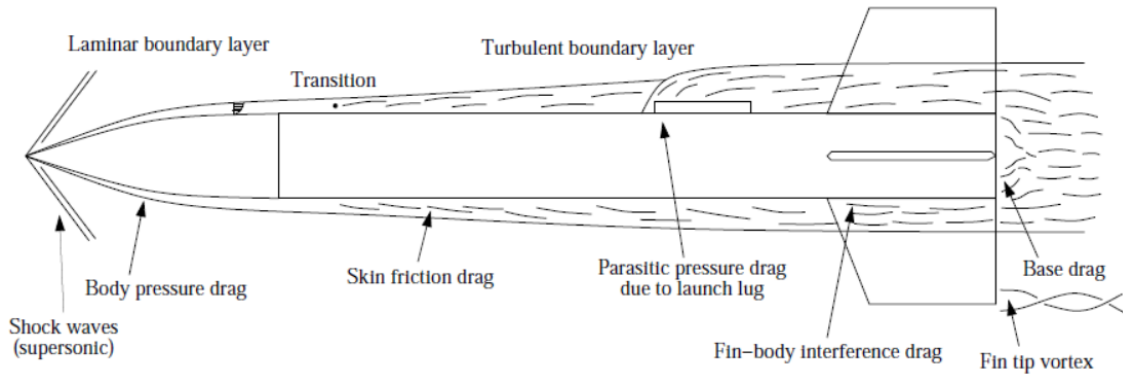


Figura 41. Fuerzas de "drag" sobre un cohete a velocidades subsónicas.

1.4.1. "Skin friction drag coefficient"

Es causado por fricción entre el flujo de aire y el cohete:

$$C_f = \frac{D_{friction}}{\frac{1}{2} \rho v_0^2 A_{wet}} \quad (55)$$

Y se puede obtener como función del número de Reynolds:

$$C_f = \begin{cases} 1.48 \cdot 10^{-2}, & \text{para } R < 10^4 \\ \frac{1}{(1.50 \ln R - 5.6)^2}, & \text{para } 10^4 < R < R_{crit} \\ 0.032 \left(\frac{R_s}{L}\right)^{0.2}, & \text{para } R > R_{crit} \end{cases} \quad (56)$$

Donde,

$$R_{crit} = 51 \left(\frac{R_s}{L}\right)^{-1.039} \quad (57)$$

En caso de que las velocidades sean subsónicas, se debe corregir el coeficiente con un factor de compresibilidad:

$$C_{f_c} = C_f (1 - 0.1M^2) \quad (58)$$

En caso de régimen supersónico, se corrige el skin friction coefficient con:

$$C_{f_c} = \frac{C_f}{(1 + 0.15M^2)^{0.58}} \quad (59)$$

Y el valor de rugosidad limitada con:

$$C_{f_c} = \frac{C_f}{1 + 0.18M^2} \quad (60)$$

1.4.2. "Body pressure drag coefficient"

Provocado al forzar al aire sobre el cohete, pudiendo llegar a generar ondas de choque en caso de velocidades supersónicas.

1.4.2.1. "Nosecone"

Barrowman lo calcula dividiendo el "drag" en componentes más pequeños. Y depende de la forma de la aleta. Se calcula a partir del número de Mach.

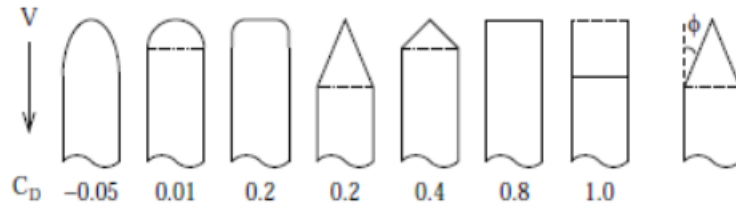


Figura 42. Pressure "drag" para varias formas de ojiva.

El valor del coeficiente debido a la ojiva es aproximadamente proporcional al cuadrado del seno del ángulo de la punta.

$$(C_{D,M=0})_P = 0.8 \sin^2 \phi \quad (61)$$

1.4.2.2. "Boattail"

$$(C_D)_{pressure} = \frac{A_{base}}{A_{boattail}} (C_D)_{base} \begin{cases} 1 & \text{para } \gamma < 1 \\ \frac{3 - \gamma}{2} & \text{para } 1 < \gamma < 3 \\ 0 & \text{para } \gamma > 3 \end{cases} \quad (62)$$

1.4.3. "Fin pressure drag"

Depende totalmente de la geometría de la aleta. Teniendo en cuenta un "leading edge" redondeado:

$$(C_D)_{LEL} = \begin{cases} (1 - M^2)^{-0.417} - 1 & \text{para } M < 0.9 \\ 1 - 1.785(M - 0.9) & \text{para } 0.9 < M < 1 \\ 1.214 - \frac{0.502}{M^2} + \frac{0.1095}{M^4} & \text{para } M > 1 \end{cases} \quad (63)$$

$$(C_D)_{LE} = (C_D)_{LEL} \cos^2 \Gamma_L \quad (64)$$

Donde Γ_L es el ángulo del “leading edge”:

$$(C_D)_{TE} = (C_D)_{base} \quad (65)$$

El “drag” total debido a las aletas es la suma del “drag” en el “leading” y “trailing edge”:

$$(C_D)_{pressure} = (C_D)_{LE} + (C_D)_{TE} \quad (66)$$

1.4.4. “Base drag”

Causado por las zonas de baja presión creadas en las zonas donde el radio disminuye de manera precipitada.

$$(C_D)_{base} = \begin{cases} 0.12 + 0.13M^2 & \text{para } M < 1 \\ 0.25/M & \text{para } M > 1 \end{cases} \quad (67)$$

1.4.5. “Parasitic drag”

Se refiere al “drag” causado por imperfecciones en el cuerpo del cohete, como pueden ser los enganches para el rail.

$$(C_D)_{parasitic} = \max\{1.3 - 0.3 l/d, 1\}(C_D)_{stag} \quad (68)$$

Donde $(C_D)_{stag}$ es el coeficiente de presión de estagnación sobre el área de referencia:

$$A_{parasitic} = \pi r_{ext}^2 - \pi r_{int}^2 \max\{1 - l/d, 0\} \quad (69)$$

1.4.6. “Axial drag coefficient”

El coeficiente total de “drag” se puede obtener escalando todos los coeficientes a un área común y sumándolos. Esto dará el valor del “drag” para un ángulo de ataque de 0°.

$$C_{D_0} = \sum_T \frac{A_T}{A_{ref}} (C_d)_T + (C_d)_{friction} \quad (70)$$

El coeficiente axial de “drag” se calcula a partir de una fórmula derivada de pruebas experimentales.

2. Simulación de vuelo

En este apartado se expondrá cómo se analiza la situación de vuelo, empezando por las propiedades atmosféricas y siguiendo por el modelado del vuelo del cohete.

2.1. Propiedades atmosféricas

Para calcular las fuerzas aerodinámicas hay que tener en cuenta que la atmósfera va cambiando a medida que varía la altura, por lo que será un factor a valorar. Por otro lado, las condiciones de viento también serán de gran importancia.

2.1.1. Modelo atmosférico

Las propiedades más importantes para realizar los cálculos de las fuerzas aerodinámicas son la densidad del aire y la velocidad del sonido. Un factor que actúa sobre ambas es la humedad, sin embargo, debido a las mínimas variaciones que existen entre aire seco y saturado, se desprecia su efecto. Los modelos utilizados por el programa se basan en la premisa de que el aire cumple la ley fundamental de los gases ideales:

$$\rho = \frac{Mp}{RT} \quad (71)$$

A partir del equilibrio de fuerzas hidrostáticas, la ecuación diferencial que define la presión en función de la altura queda:

$$dp = -g\rho dz = -g \frac{Mp}{RT} dz \quad (72)$$

Las simulaciones se basan en la interpolación lineal de los siguientes datos para diferentes alturas:

Tabla 2. Capas definidas en la 'International Standard Atmosphere'.

Layer	Altitude [†] m	Temperature °C	Lapse rate °C/km	Pressure Pa
0	0	+15.0	-6.5	101325
1	11000	-56.5	+0.0	22632
2	20000	-56.5	+1.0	5474.9
3	32000	-44.5	+2.8	868.02
4	47000	-2.5	+0.0	110.91
5	51000	-2.5	-2.8	66.939
6	71000	-58.5	-2.0	3.9564
7	84852	-86.2		0.3734

2.1.2. Modelación del viento

Las condiciones ideales de vuelo vendrían dadas por una atmósfera perfectamente estable, sin embargo la realidad no es así. Debido a la complejidad de acceso a un análisis completo de los vientos de una zona, el programa realiza un modelo realista a partir de unos parámetros simples, como son la velocidad del viento y un rango de turbulencia del mismo.

2.2. Modelado del vuelo

El vuelo de un cohete viene definido por las ecuaciones de Newton, considerando las fuerzas de la gravedad, empuje, fuerzas aerodinámicas y momentos. Todos ellos serán calculados e integrados mediante métodos numéricos. Una simplificación que se suele hacer es tomar la Tierra como una superficie plana, de tal forma que se puedan modelizar la posición y la altura del cohete mediante coordenadas cartesianas.

2.2.1. Coordenadas y orientación

Se definen unas coordenadas absolutas, relacionadas al lugar de lanzamiento, y unas coordenadas relativas, relacionadas con el cohete en sí.

2.2.2. Cuaterniones

Los cuaterniones son una extensión de los números complejos sobre 4 dimensiones. Son muy útiles debido a su uso en rotaciones espaciales.

Si se diera el caso de que el uso de cuaterniones no hiciera más eficientes los cálculos de rotación, seguiría simplificando mucho la trigonometría, reduciendo los errores de cálculo. Es por esto que son una herramienta muy útil en este caso.

2.2.3. Masa y momento de inercia

Para poder obtener la aceleración lineal y angular del cohete es necesario conocer su masa y momento de inercia. La masa se obtiene fácilmente del volumen y la densidad de los materiales y, debido a la simetría axial del cohete, su eje se suele tomar como eje principal para los momentos de inercia. Además, se puede suponer que el cohete tiene solo momento de inercia axial y radial; que se pueden calcular fácilmente.

2.2.4. Simulación de vuelo

El proceso seguido para obtener el ángulo de ataque del cohete es añadir las condiciones atmosféricas y el viento local, que se sumará a la velocidad del cohete en coordenadas absolutas.

Después, se computan las fuerzas aerodinámicas y el empuje del motor. Una vez se conocen todas las fuerzas y momentos, se podrán calcular las aceleraciones lineal y de rotación.

El método utilizado para la integración numérica es Runge-Kutta de cuarto orden, que permitirá resolver las ecuaciones diferenciales que definen dichas aceleraciones:

$$\mathbf{x}''(t) = \mathbf{a}(t) \quad (73)$$

$$\Phi''(t) = \alpha(t) \quad (74)$$

Debido a que la mayor parte del vuelo ocurre en línea recta, se pueden utilizar intervalos de tiempo relativamente altos para gran parte de las simulaciones, siendo necesario reducirlos cuando el cohete se encuentra con alguna oscilación.

2.2.5. Simulación de “recovery”

Cuando se produce el despliegue del paracaídas se pasa a tener un sistema de tres grados de libertad, donde solo se tiene en cuenta la posición del cohete y no su orientación.

Se asumirá que toda la fuerza de “drag” vendrá del paracaídas y, en caso de no especificarse, se tomara su C_d como 0,8.

Para obtener el C_d del shockcord se toman los resultados obtenidos mediante análisis en un túnel de viento, que dieron lugar a una fórmula que permite obtener este valor.

$$C_D = 0.034 \frac{l+1}{l} \quad (75)$$

Donde l se refiere a la longitud del shockcord medida en metros.

2.2.6. Eventos de la simulación

En la siguiente tabla se muestran los eventos que tiene en cuenta el programa, así como la posibilidad de que estos resulten en la ignición de un segundo motor o en el despliegue del paracaídas.

Tabla 3. Eventos estudiados por las simulaciones junto con las acciones que pueden desencadenar.

Event description	Triggers
Rocket launch at $t = 0$	Ignition, recovery
Motor ignition	None
Motor burnout	Ignition
Motor ejection charge	Ignition, recovery
Launch rod cleared	None
Apogee detected	Recovery
Change in altitude	Recovery
Touchdown after flight	None
Deployment of a recovery device	None
End of simulation	None

1.6 Análisis de alternativas

Como ya se ha comentado en apartados anteriores, mediante este documento se pretende analizar diferentes alternativas referentes a dos temas: el primero sería la elección de un paracaídas, y el segundo, la elección de un lugar de lanzamiento.

De esta forma, mediante un método iterativo basado en simulaciones de CFD y cálculos matemáticos, que se presentarán de forma más detallada en los apartados Análisis paracaídas de serie y Elección de un nuevo paracaídas, se procederá a la validación del paracaídas de serie y, en caso de que éste no cumpliera las especificaciones impuestas, a elegir un nuevo paracaídas que sí que las cumpla. Así, se garantizará que el paracaídas que se utilice para la recuperación real del cohete sea eficaz como para recuperarlo de forma íntegra así como la electrónica de abordó.

Por otro lado, queda el tema de seleccionar un lugar de lanzamiento adecuado para que el cohete no cause ningún problema. De acuerdo con esta idea, se estudian dos lugares posibles: el primero y más accesible se encuentra en el antiguo aeródromo de Dima, a escasos 40 km de Bilbao. La segunda opción sería trasladarse hasta Alcolea del Campo, en Huesca, donde la asociación de Trípoli Rocketry realiza lanzamientos periódicos en un lugar más abierto; que es

donde se realizó el lanzamiento de Alpha el pasado Octubre. Así, en caso de que los desplazamientos laterales del cohete en su trayecto de descenso sean lo suficientemente reducidos como para poder hacer uso del aeródromo de Dima, que tiene algo más de medio kilómetro de longitud, el lanzamiento se realizaría allí. Siempre teniendo en cuenta que estos resultados se presentarían de manera formal a la Diputación Foral de Vizcaya con vistas a conseguir su aprobación, así como algunas facilidades a la hora de obtener los permisos de vuelo pertinentes. En caso de que los resultados no fueran favorables o de que, por algún motivo, no se pudieran obtener los permisos necesarios, habría que ponerse en contacto con la asociación de Huesca para ver en qué fechas se podría realizar el lanzamiento, ya que en este caso, dependeríamos completamente de ellos para poder efectuar el lanzamiento.



Figura 43. Aeródromo de Dima.

Este estudio se realizará para dos motores distintos: por un lado, para el motor final con el que se realizará el lanzamiento estudiado en este documento, y por otro, para el primer motor que se esperaba utilizar, y que previsiblemente se utilizará en un futuro, cuando sea posible realizar su compra.

1.7 Análisis de riesgos

Para un proyecto como éste, en el que se realiza un análisis sobre la viabilidad de distintas opciones, los principales riesgos que se esperan son relacionados con la correcta ejecución de los cálculos. Así, se pueden encontrar:

❖ Fallo del paracaídas

Se daría en caso de que el paracaídas no proporcionase la frenada esperada, traduciéndose en un choque contra el suelo a una velocidad demasiado elevada. Dentro de este escenario, tendríamos dos variantes: que el choque provocase fracturas estructurales en la geometría externa del cohete, que implicaría no poder reutilizarlo para futuros lanzamientos, pero al menos se podrían recuperar los datos recogidos por la electrónica durante el vuelo. O que se tradujera en la pérdida de la aviónica, que tendría mayor importancia que una fractura estructural, puesto que el objetivo principal del lanzamiento es la recepción de datos experimentales durante el vuelo del cohete.

❖ Exceso de “Drift”

Tendría que ver con un mal cálculo de los vientos máximos que se pueden permitir en el momento del lanzamiento. Sería de particular importancia en caso de que el lanzamiento se realizase en Dima, puesto que podría introducirse en algún bosque cercano, complicando enormemente su recuperación, o incluso llegar a alguna carretera cercana, pudiendo provocar algún accidente o desperfecto; y no de mucha importancia en caso de que el lanzamiento tuviera lugar en Alcolea del Campo, puesto que allí se realizaría en una zona mucho más abierta, en la que no podría impactar con nada. En este caso simplemente se traduciría en tener que ir a buscar el cohete a una distancia mayor.

Por otro lado, se tendrán también en cuenta algunos riesgos experimentales, que hacen referencia al lanzamiento de Bravo; de tal forma que los riesgos se expandan no solo por el ámbito teórico, sino también por el práctico. Entre ellos se pueden encontrar:

❖ Fallo en el despliegue

Hace referencia a un fallo en la preparación del sistema de recovery, de tal forma que no exista una garantía de que funcionará de forma correcta. Puede deberse bien a falta de pruebas previas al lanzamiento o por error de cálculo a la hora de elegir el sistema a utilizar.

Con vistas a evaluar los diferentes riesgos, se va a utilizar una matriz de probabilidad-impacto, que proporciona una visión global de la gravedad que tendrían los riesgos en caso de que tuvieran lugar. De esta forma, se dividen las posibilidades según la siguiente nomenclatura:

1. Fractura estructural.
2. Pérdida de la aviónica.
3. Exceso de “Drift” en Dima.
4. Exceso de “Drift” en Alcolea del Campo.
5. Fallo en el despliegue.

Tabla 4. Matriz de probabilidad-impacto de los riesgos.

		IMPACTO				
		Muy Bajo (0,05)	Bajo (0,1)	Moderado (0,2)	Alto (0,4)	Muy Alto (0,8)
PROBABILIDAD	Raramente (0,1)				1	2
	Difícilmente (0,3)		4			3, 5
	Posible (0,5)					
	Probablemente (0,7)					
	Casi Seguro (0,9)					

2 METODOLOGÍA SEGUIDA EN EL DESARROLLO DEL TRABAJO

2.1 Planificación

En este apartado del documento se expondrán las tareas realizadas durante el trabajo de fin de grado, así como una serie de hitos marcados por su importancia dentro del desarrollo de este proyecto.

2.1.1 Tareas

1. Estudio previo

1.1. Bases teóricas

En este apartado se realiza la lectura de documentación referente a temas de dinámica de fluidos básica para la realización de este trabajo, como pueden ser temas de compresibilidad, ondas de choque o fuerzas aerodinámicas.

1.2. Familiarización con ANSYS Fluent

Se refiere al periodo de tiempo dedicado por el alumno a aprender cómo funciona el programa de forma que sea capaz de desenvolverse con cierta soltura ante diversos problemas de dinámica de fluidos.

1.3. Familiarización con Star-CCM+

Al igual que se realizó con el otro programa de cálculo de CFD, se deja un periodo de tiempo para familiarizarse con esta nueva interfaz. En este caso se reduce el tiempo empleado para la tarea, puesto que el alumno ya posee una base de programas de este tipo.

1.4. Familiarización con OpenRocket

De la misma forma que se hizo con los programas de CFD, se propone un tiempo para que el alumno aprenda a utilizar este programa, con vistas a realizar unos buenos análisis que permitan llevar a cabo las elecciones correspondientes.

2. Diseño del CAD

Diseño del modelo CAD que se utilizará para realizar las simulaciones, así como los planos constructivos del mismo. Este diseño se hará teniendo en cuenta mediciones sobre el modelo real del cohete.

3. Redacción

3.1. Memoria

3.1.1. Inicio de la redacción

Se comienza realizando la primera parte de la memoria del documento, incluyendo introducción, contexto, objetivos y alcance y beneficios del proyecto.

3.1.2. Estado del arte

En este apartado se pretende redactar de forma un tanto simplificada toda la teoría aprendida durante el periodo de estudio previo. De esta forma, se

subdividirá en diferentes tareas, en las que se explicarán bases teóricas y funcionamiento de los programas.

3.1.3. Estudio del funcionamiento de un programa de CFD

Una vez se conoce el funcionamiento del programa expuesto de cara al usuario, se pretende realizar un estudio sobre el funcionamiento interno del mismo, de forma que se entienda de qué manera se realizan las modelizaciones del medio físico así como los métodos utilizados por este tipo de programas para resolver los sistemas de ecuaciones diferenciales con los que se han hecho los modelos.

3.1.4. Estudio del funcionamiento de OpenRocket

Mediante este apartado se pretende que el alumno no solo sea capaz de utilizar el programa sino que también aprenda qué hay debajo de la interfaz de usuario, comprendiendo cómo el programa interpreta los datos introducidos y cómo realiza los cálculos exigidos.

3.2. Cálculo de los resultados

3.2.1. Simulaciones Aerotech J350-W

3.2.1.1. Paracaídas

Simulaciones de velocidad terminal para distintas geometrías.

3.2.1.2. "Drift"

Cálculos de desplazamiento lateral para el paracaídas elegido.

3.2.2. Cálculos del ascenso

3.2.2.1. Simulaciones a 0º

Mediante estas simulaciones se pretende obtener la caracterización aerodinámica del cohete en el ascenso.

3.2.2.2. Simulaciones para el CP

Se trata de un estudio de la estabilidad en vuelo del cohete.

3.2.2.3. Simulaciones de las ondas de choque

Estudio de la posibilidad de la aparición de ondas de choque cuando se trabaje en régimen transónico.

3.2.3. Simulaciones Star-CCM+ Vs ANSYS Fluent

Cálculos mediante los dos softwares de CFD con vistas a validar que los resultados obtenidos son similares.

3.2.4. Simulaciones Cesaroni H125

3.2.4.1. Paracaídas

Simulaciones de velocidad terminal para distintas geometrías.

3.2.4.2. "Drift"

Cálculos de desplazamiento lateral para el paracaídas elegido.

3.3. Redactar los resultados

Se trata de pasar al documento los datos de las simulaciones realizadas.

3.4. Datos experimentales

Consiste en exponer los datos obtenidos mediante el análisis experimental, así como compararlos con los obtenidos mediante las simulaciones.

3.5. Análisis forense

Una vez se ha realizado el lanzamiento es necesario hacer un estudio sobre cuál fue el motivo del fallo.

2.1.2 Hitos

- 1) Inicio de la redacción
- 2) Inicio de las simulaciones
- 3) Final de las simulaciones
- 4) Lanzamiento de Bravo
- 5) Final de la redacción

2.2 Diagrama de Gantt

Con vistas a aportar una forma más visual y sencilla de comprender cómo se ha ido desarrollando este trabajo de fin de grado a lo largo del curso académico, se propone la implementación de un diagrama de Gantt, en el que se mostrarán todas las tareas mencionadas en el punto anterior, así como los hitos del proyecto. Todos ellos con sus correspondientes fechas y/o duraciones desde que se comenzó el proyecto en Octubre de 2018, hasta su finalización en Junio de 2019.

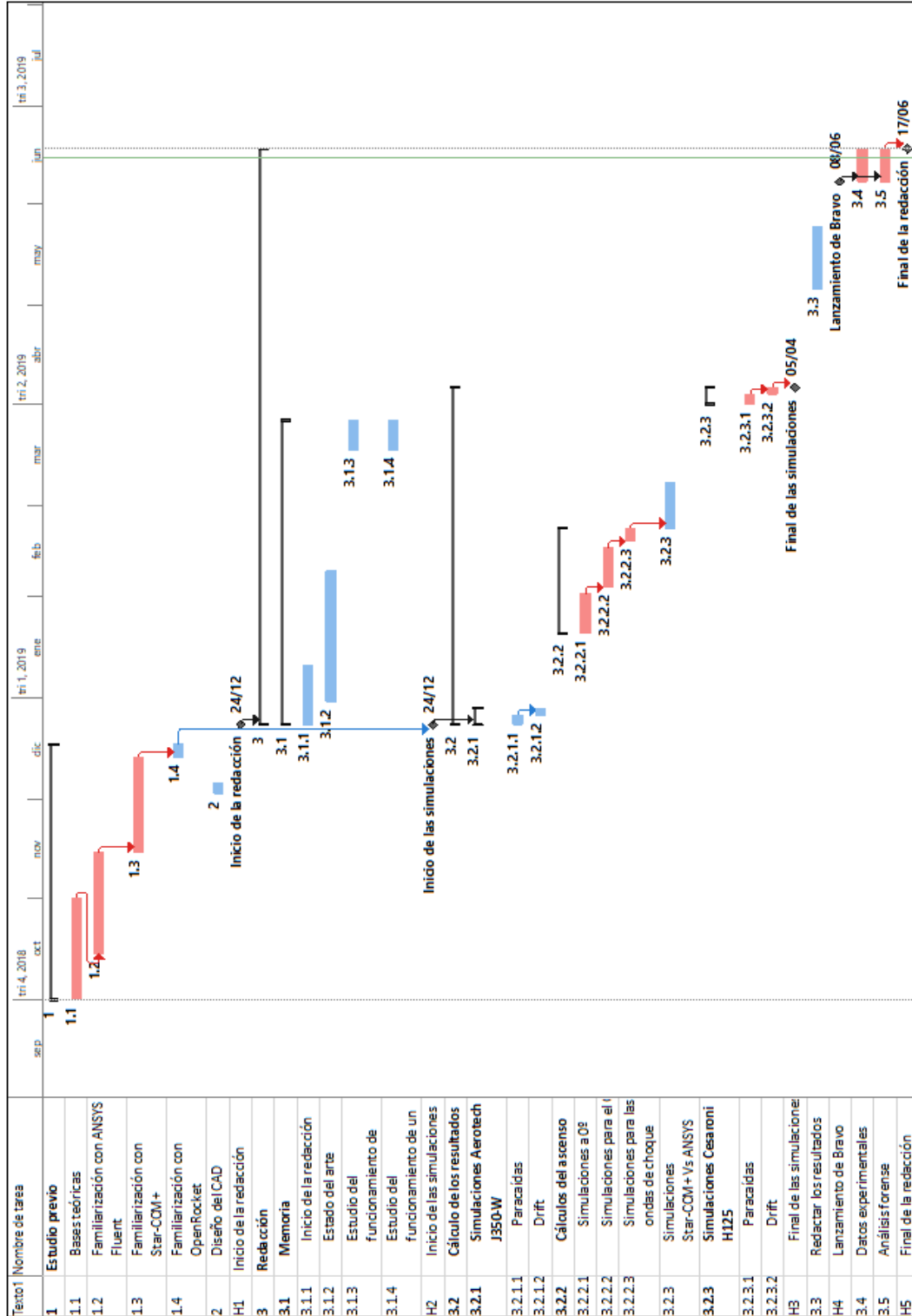


Figura 44. Diagrama Gantt.

2.3 Exposición de los cálculos y resultados

En este apartado del documento se va a proceder a presentar los datos a partir de los cuales se han hecho las simulaciones, así como los resultados obtenidos; distinguiendo entre ascenso, descenso, análisis forense y comparación experimental, así como una comparación entre los resultados obtenidos utilizando Star-CCM+ y ANSYS Fluent y entre las simulaciones mediante CFD y Openrocket.

2.3.1 Descripción de la geometría

En este apartado, se va a exponer cómo es el cohete en cuestión, definiendo las partes que lo forman así como los materiales de cada parte. En los siguientes puntos se mostrarán datos generales sobre el cohete, con imágenes del modelo real, y en el, referente a planos constructivos, se recopilarán con mayor detalle todos los datos necesarios para definir el sistema de forma precisa.



Figura 45. Geometría del cohete.

2.3.1.1 Geometría externa

La parte externa del cohete está formada por tres partes bien distinguidas:

❖ “Nosecone”

Esto hace referencia a la punta del cohete que, normalmente, se suele generalizar como ojiva. Si bien esta generalización no es correcta en la mayoría de los casos, pues la palabra ojiva hace referencia a la forma ojival, que define una figura geométrica compuesta por dos arcos circulares iguales que se intersecan en un extremo y exhiben una concavidad opuesta.

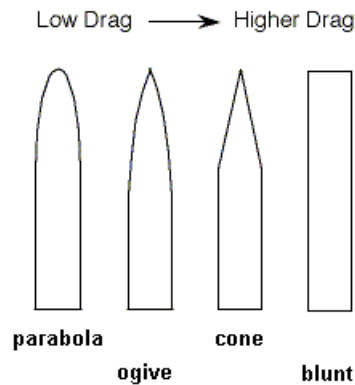


Figura 46. Formas de “nosecones”.

Sin embargo, como se aprecia en la figura siguiente, nuestro nose cone tiene forma ojival, por lo que, sabiendo ahora que el término ojiva es preciso para este modelo, nos referiremos a él como ojiva de ahora en adelante.



Figura 47. Ojiva real.

- ❖ Fuselaje
Esta parte se refiere al cuerpo del cohete propiamente dicho, es decir, al cilindro que llevará dentro todos los componentes electrónicos, paracaídas y motor.
- ❖ Aletas
En nuestro caso, el cohete contará con 3 juegos iguales de dos aletas superior y otra inferior, tal y como se muestra en la imagen a continuación.

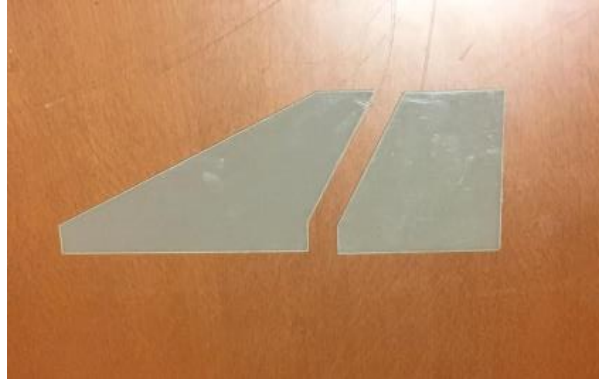


Figura 48. Juego de aletas.

Las tres partes del cohete están hechas de Policloruro de Vinilo o PVC, cuyas propiedades más importantes se reflejan en la siguiente tabla.

Tabla 5. Propiedades del PVC [14][15].

Fórmula química	T_m [°C]	T_r [°C]	c_p [J/kg°C]	k [W/m°C]	ρ [kg/m ³]
$(C_2H_3Cl)_n$	140	80	1170	0,19	1380

2.3.1.2 Motores

Además de las geometrías del cohete que tendrán contacto directo con el flujo de aire durante el vuelo, existe otro componente de vital importancia dentro del sistema: el motor. En este caso, se barajan dos opciones, la primera es la referente a la idea principal del lanzamiento, mientras que la segunda se refiere al motor utilizado en el lanzamiento experimental. Si bien hay que tener en cuenta que ambos motores son de un solo uso, puesto que son de combustible sólido.

Cabe mencionar que, dependiendo del impulso que sean capaces de generar, se clasifican según el criterio mostrado en la siguiente tabla, de forma que con un simple vistazo a la letra asignada, se puede conocer el rango de impulso que generará el motor.

Tabla 6. Clasificación de los motores según su impulso total.

¹ / ₄ A	0.0–0.625 Ns	E	20.01–40.0 Ns	K	1280.01–2560 Ns
¹ / ₂ A	0.626–1.25 Ns	F	40.01–80.0 Ns	L	2560.01–5120 Ns
A	1.26–2.50 Ns	G	80.01–160 Ns	M	5120.01–10240 Ns
B	2.51–5.00 Ns	H	160.01–320 Ns	N	10240.01–20480 Ns
C	5.01–10.0 Ns	I	320.01–640 Ns	O	20480.01–40960 Ns
D	10.01–20.0 Ns	J	640.01–1280 Ns		

2.3.1.2.1 Aerotech J350-W

El primer motor elegido es el Aerotech J350-W, cuyas características tanto geométricas como referentes al empuje que proporciona se detallan en los anexos dentro de ANEXO II: DATOS ADICIONALES. Sin embargo, por motivos ajenos al equipo, como es el cambio de la legislación en cuanto a la importación de material pirotécnico a Europa desde América; ha provocado que todos los proveedores europeos se hayan quedado sin existencias, imposibilitando su compra.

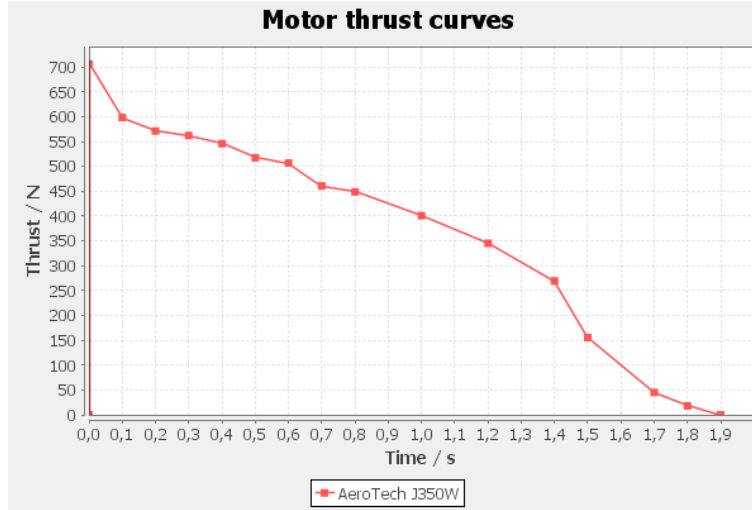


Figura 49. Curva de empuje del motor Aerotech J350-W.

2.3.1.2.2 Cesaroni H125

Por fortuna, otro equipo de estudiantes parecido a BiSKY Team, Cosmic Research, con base en Barcelona; tenía algún motor de sobra y nos lo cedieron para que pudiéramos realizar el lanzamiento de Bravo en el presente año académico. El motor es el Cesaroni H125 y, al igual que en el caso del anterior motor, todos los datos se pueden encontrar en los anexos del documento en ANEXO II: DATOS ADICIONALES.

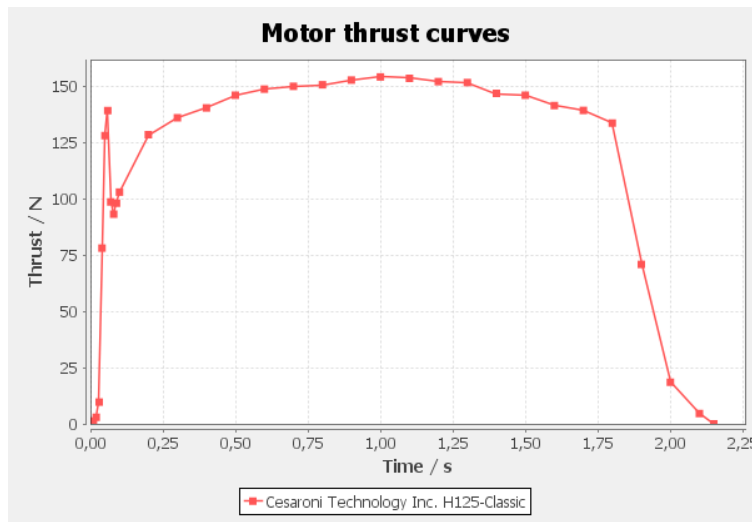


Figura 50. Curva de empuje del Cesaroni H125.

2.3.1.3 Paracaídas

Por último, falta por definir el paracaídas, pero esta tarea se realizará más adelante dentro del punto de Recovery, ya que se requiere un análisis de viabilidad del modelo. Sin embargo, en la

tabla expuesta a continuación, se muestran las propiedades más importantes del material de que están formados los paracaídas, Nylon-6.

Tabla 7. Propiedades del Nylon-6 [\[14\]\[15\]](#).

Fórmula química	T _m [°C]	T _a [°C]	C _p [J/kg°C]	k [W/m°C]	ρ [kg/m ³]
(C ₆ H ₁₁ NO) _n	220	434	1600	0,25	1084

2.3.1.4 Distribución de masas y centro de gravedad, CG

En este apartado se expondrán los gramajes de los diferentes componentes de Bravo así como su localización relativa, de tal forma que se pueda obtener la correspondiente distribución de masas del cohete y, consecuentemente, el centro de gravedad del mismo; factor de gran importancia a la hora de realizar el estudio de estabilidad del cohete.

Una vez conocida la distribución de masas dentro del cohete, es necesario obtener el centro de gravedad de cada uno de sus componentes, de tal forma que se pueda modelizar la masa de cada uno de ellos como una fuerza puntual. Aprovechando que el programa OpenRocket tiene implementado el cálculo de masas para los cohetes, tal y como se ha comentado anteriormente en el apartado 1.5.5 OpenRocket, se utilizará esta aplicación para obtener el centro de gravedad de Bravo. Así, se muestran a continuación los centros de gravedad medidos desde la punta de la ojiva para el cohete en función del motor utilizado.

$$CG_{Aerotech\ J350-W} = CG_1 = 74,6\ cm \quad (76)$$

$$CG_{Cesarioni\ H125} = CG_2 = 75,4\ cm \quad (77)$$

2.3.2 Ascenso

Si bien en el análisis experimental que se presentará en este documento el cohete con alcanzará velocidades demasiado elevadas, con vistas a futuros lanzamientos, con el primero motor estudiado por ejemplo, se realiza un estudio aerodinámico completo de vuelo. Para ello se realizará una caracterización del coeficiente de “drag” C_d en vuelo vertical, así como un análisis de estabilidad a partir de los coeficientes de fuerza normal C_n y de momento estabilizador C_m. Por último, previendo la aparición de ondas de choque durante el vuelo (una vez se alcancen velocidades transónicas, por supuesto), se realizará un estudio de la aparición de las mismas, así como del tipo de ondas que aparecen.

2.3.2.1 Geometría

Para poder realizar las simulaciones se modeliza el cohete mediante una herramienta CAD, Fusion360, siguiendo los parámetros definidos por los planos constructivos del cohete, que se pueden encontrar en los anexos del documento en el apartado ANEXO I: PLANOS CONSTRUCTIVOS

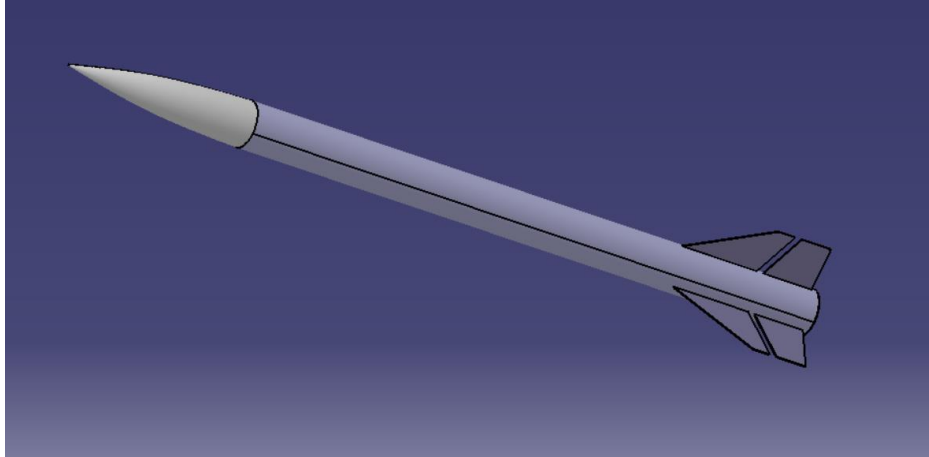


Figura 51. Modelo CAD de Bravo.

Una vez se tiene el modelo del cohete, se procede a añadir el espacio que modelizará el flujo de aire entrante. Para ello, en el módulo del “Design Modeller” de ANSYS, se añade un “enclosure”, al que luego se sustraerá la geometría del cohete, de tal forma que se modelice de forma correcta el flujo sobre la geometría. Además, se hará uso de la simetría del cohete con respecto a su plano medio, de tal forma que se pueda maximizar la densidad de elementos finitos.

El “enclosure” utilizado es cilíndrico y tiene las siguientes dimensiones, elegidas de tal forma que las ondas de choque no afecten a los resultados de las simulaciones. En caso de que el modelo del aire fuera demasiado pequeño, las ondas de choque podrían rebotar contra las paredes del “enclosure” e interferir con el flujo cercano al cohete, haciendo que los resultados no fueran válidos. Es por ello que se suelen utilizar distancias aguas abajo y a los lados del cohete de entre 5 y 10 veces la longitud máxima del mismo. En este caso, se utilizarán 5 calibres, puesto que será más que suficiente para garantizar la perfecta modelización del flujo. En cuanto a la longitud aguas arriba, al no causar ningún problema, se tomará como 1 calibre.

Tabla 8. Dimensiones del “enclosure”.

Radio	6000	mm
Longitud aguas abajo	6000	mm
Longitud aguas arriba	1200	mm

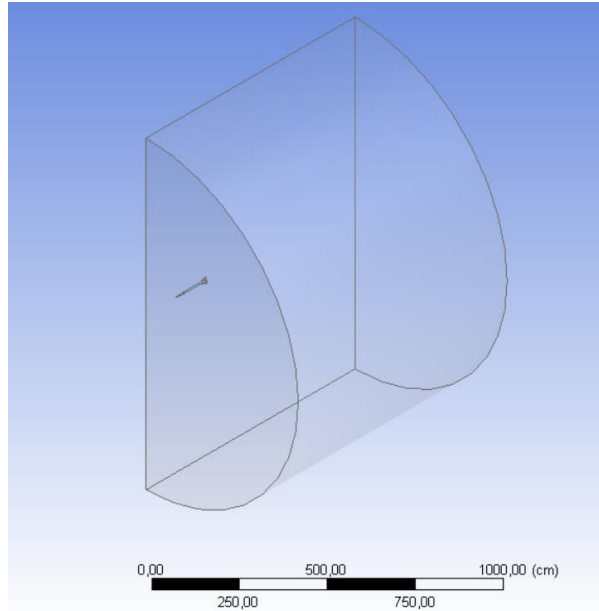


Figura 52. Modelo para las simulaciones.

2.3.2.2 Malla

Una vez se cuenta con la geometría, se puede pasar a realizar la malla. Para poder llevar a cabo esta tarea de forma más sencilla, se propone dividir el cohete en distintas partes, de tal manera que se les pueda dar un tamaño de elemento u otro, según la importancia que tenga cada zona.

Tabla 9. Distribución de los nombres de las zonas.

"Inlet"	Cara situada aguas arriba
"Walls"	Superficie cilíndrica
Outlet	Cara situada aguas abajo
Fuselaje	Cuerpo del cohete
"Nosecone"	Ojiva
Punta	Punta de la ojiva
Aletas	Aletas
"Symmetry Plane"	Plano de simetría

Se decide separar en dos zonas distintas de forma que se pueda dar un tamaño menor de elemento a la parte final de la ojiva, puesto que de lo contrario no se modelizaría correctamente. Y en el caso de dar ese tamaño de elemento a toda la ojiva se obtendría un número de elementos demasiado elevado.

Lo primero que hay que hacer es seleccionar el tipo de elementos con los que se va a construir la malla: tetraedros, hexaedros o poliedros. Si bien todos ellos son elementos de orden superior, es decir, tienen nodos no solo en los vértices sino también en las distancias medias de las aristas, es conveniente utilizar elementos con el mayor número de caras posible (los elementos de orden superior permiten aproximaciones mejores que los elementos de primer

orden, puesto que estos solo permiten aproximaciones lineales). Esto tiene una ventaja bastante evidente, y es que para el mismo número de nodos, se requerirán menos elementos cuantas más caras tengan. Por lo tanto, la mejor forma de realizar esta modelización es mediante elementos poliedro.

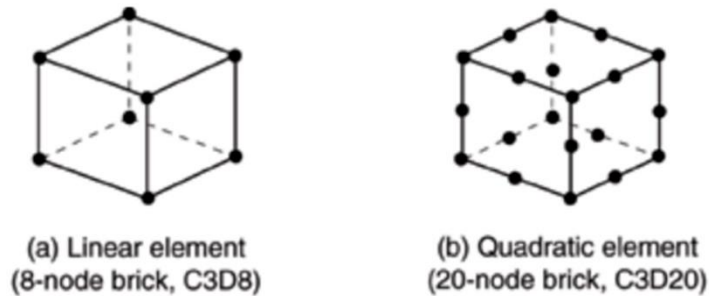


Figura 53. Ejemplo de elemento de primero orden contra elemento de orden superior.

Cabe mencionar que ANSYS Fluent no permite la modelización mediante elementos poliedro desde el módulo de mallado, pero sí que permite realizar la adaptación de tetraedros a poliedros una vez dentro del módulo de Fluent. Por ello la malla se realizará en tetraedros y después se adaptará a poliedros.

A la hora de realizar simulaciones mediante CFD hay que tener en cuenta que la malla es un factor determinante. Si es demasiado gruesa, los resultados pueden diferir bastante con respecto al resultado real. Es por ello que se realizan una serie de simulaciones a una velocidad de Mach 0,6 para distintas densidades de elementos, hasta que los resultados alcanzan la independencia de la malla. Para hacer este análisis se utilizará como variable de control la fuerza de “drag”, y como criterio de parada, que ésta varíe menos de un 1% con respecto a la simulación previa. Una vez se alcance dicha condición, se podrá considerar la independencia de la malla como obtenida.

Tabla 10. Resultados de la independencia de la malla.

Tetraedros	Poliedros		Iteraciones	Fd [N]	Δ Fd [%]
	Caras	Elementos			
331046	1168249	318760	2000	61,07	/
473021	1748269	480254	2000	53,37	14,43
630199	1927264	498619	2000	49,46	7,91
785908	2013519	489588	2000	48,92	1,09
911600	2224695	532610	2000	48,56	0,75

A la vista de los resultados, se puede ver claramente que la independencia de la malla se da para una densidad de elementos de unos 800.000, que se traduce en una cantidad cercana a las 2.000.000 de caras recopilando información una vez se realiza la transformación a poliedros.

Así, los tamaños elegidos para los elementos de esta malla, que será la utilizada para realizar todas las simulaciones, son los mostrados en la siguiente tabla:

Tabla 11. Tamaños de los elementos según las selecciones.

Tamaño máx	400	mm
Fuselaje	5	mm
“Nosecone”	3	mm
Punta	1	mm
Aletas	1	mm

Donde el tamaño máx se refiere a los elementos más alejados del cohete, allí donde no tienen demasiada importancia como para afectar a los resultados.

Además del mallado mediante tamaño de elementos, también se ha aplicado la opción de “inflation”, añadiendo 10 capas. Esta opción resulta de gran utilidad para modelizar la capa límite alrededor del fluido.

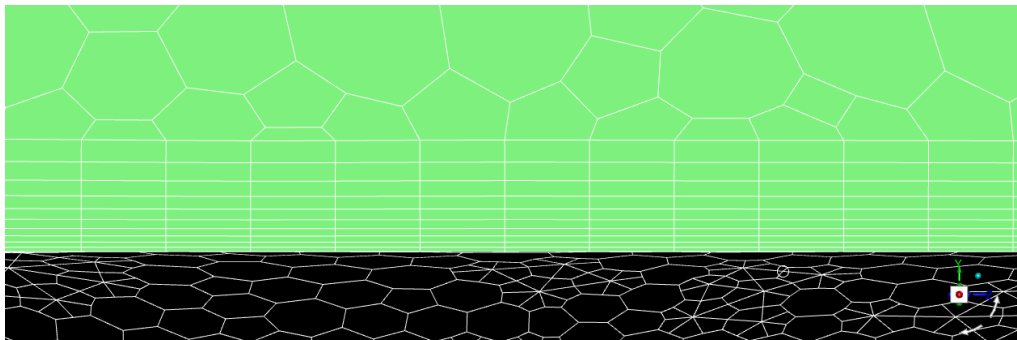


Figura 54. Implementación de la “inflation” al mallado.

A continuación se muestran 3 imágenes de la malla para poder comparar la adaptación de tetraedros a poliedros en las zonas más críticas del cohete: punta y aletas. Así como la malla del conjunto.

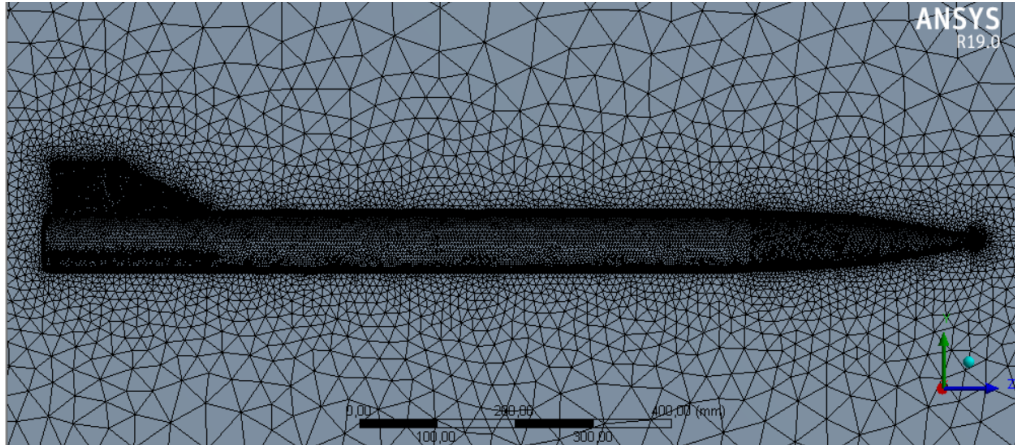


Figura 55. Malla del conjunto con tetraedros.

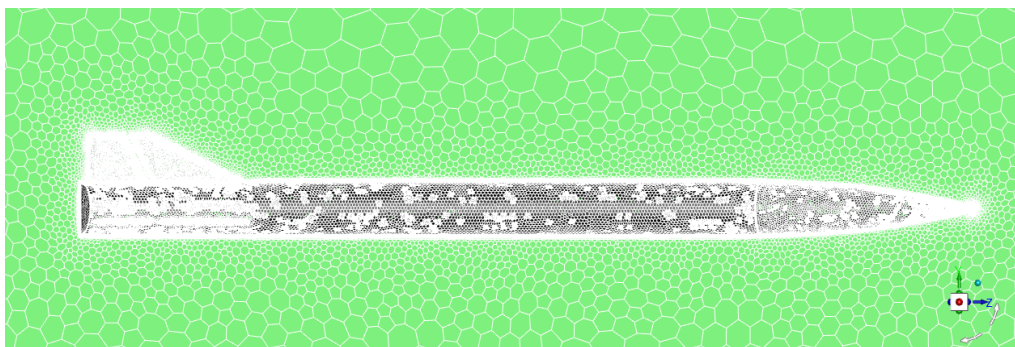


Figura 56. Malla del conjunto con poliedros.

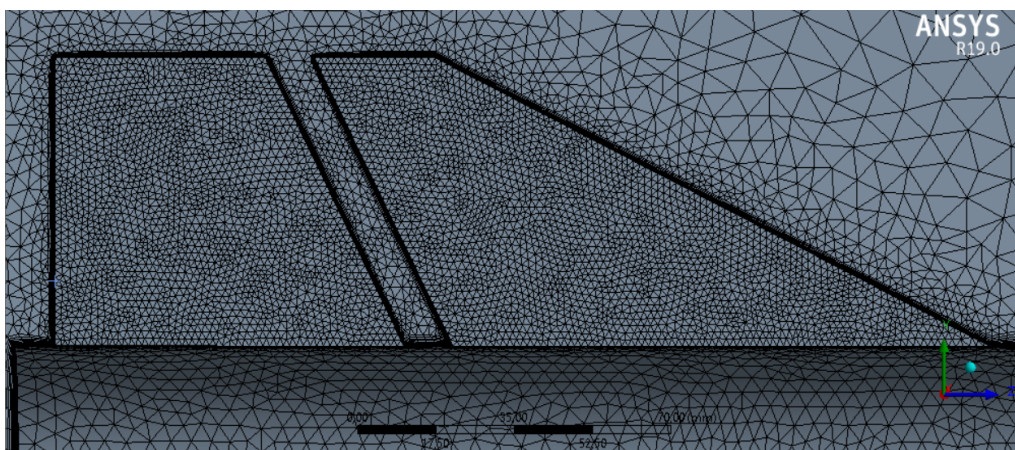


Figura 57. Malla de las aletas con tetraedros.

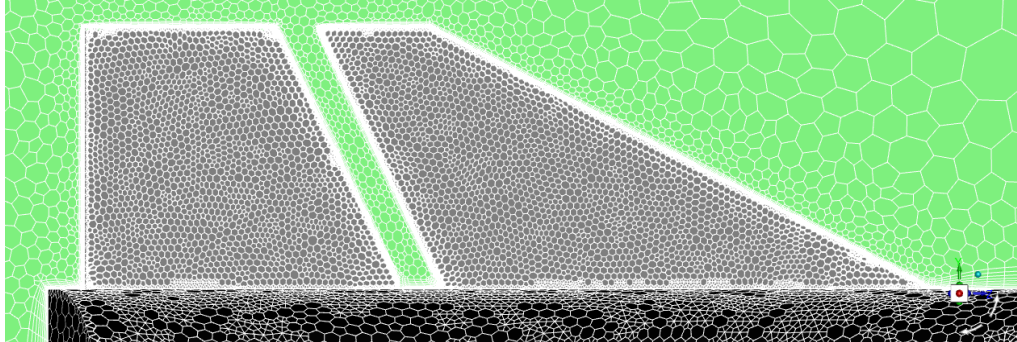


Figura 58. Malla de las aletas con poliedros.

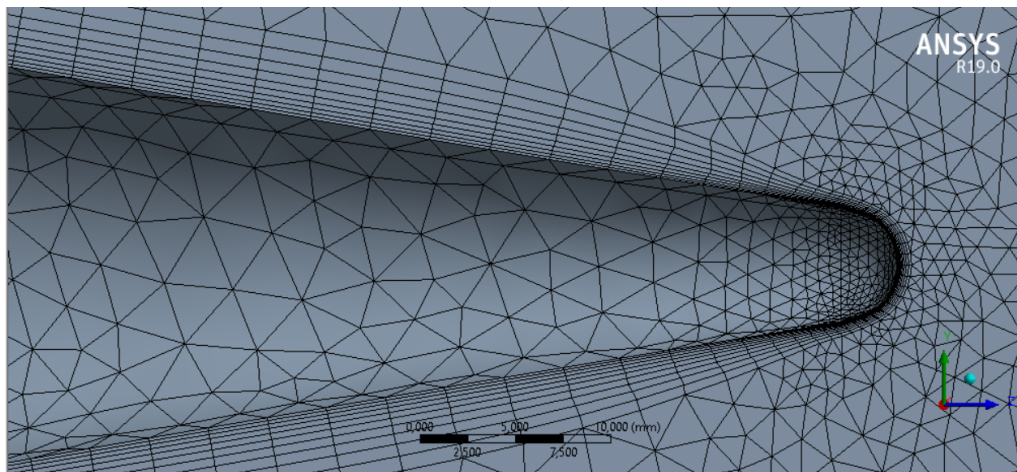


Figura 59. Malla de la ojiva con tetraedros.

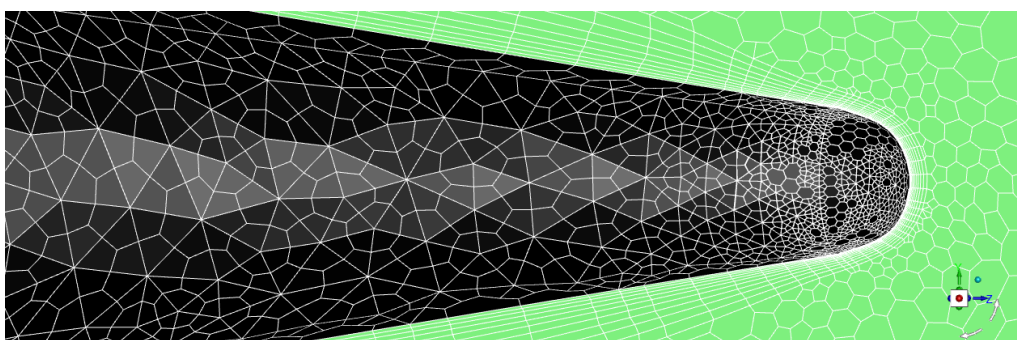


Figura 60. Malla de la ojiva con poliedros.

2.3.2.3 Fluent

Con vistas a modelizar el flujo de aire entrante, se siguen las condiciones establecidas en el apartado 1.5.4 ANSYS Fluent, que se muestran a modo de resumen en la siguiente tabla:

Tabla 12. Condiciones simulaciones.

"Solver"	"Pressure-Based"
Dependencia temporal	"steady"
Modelos	Spalart-Allmaras (1eqn), strain/vorticity-based "energy" ON
Materiales	Aire (densidad de gas ideal)
"cell-zone conditions"	"Fluid" (aire)
"Boundary conditions"	"Inlet", "pressure-far-field" (0, sin α , -cos α)
	Outlet, "pressure-outlet"
	"Walls", "Wall" ("specified shear" (0, 0, 0))
	Cohete, "wall" (no-slip)
	"Symmetry Plane", symmetry
"Methods"	"Implicit"
"Controls"	"Courant Number" (5)
"Report definitions"	"Drag" (-z)
	Normal (y)
	Momento (x)
Monitors	"Residuals" (10 ⁻⁶)
"Inizialization"	"Hybrid"
"Run calculation"	Iteraciones (2000)

Donde α es el ángulo de ataque del cohete con respecto al flujo que actúa sobre él. Y cohete, dentro de las "boundary conditions", se refiere a todas las named selections que conforman el cohete, es decir: punta, "Nosecone", fuselaje y aletas.

2.3.2.4 Resultados

A continuación se procede a presentar todos los resultados obtenidos siguiendo la metodología expuesta en los apartados anteriores.

2.3.2.4.1 Caracterización del C_d

Para realizar la caracterización del coeficiente de "drag" del cohete durante el ascenso, se realizan varias simulaciones para distintas velocidades y ángulo de ataque de 0°. Para obtener este número adimensional que representa la fuerza de rozamiento entre el flujo de aire y el cohete, se utiliza el área transversal del fuselaje, que es:

$$A = 0,0036 \text{ m}^2 \quad (78)$$

En las siguientes imágenes se pueden ver los resultados de las simulaciones en cuestión de valores de la fuerza de "drag", así como la evolución de los residuos con el número de iteraciones. Hay que tener en cuenta que, al haber utilizado la opción de simetría, al calcular los resultados se está obteniendo solo la mitad de fuerza que soporta el cohete completo. Para obtener los resultados reales de las fuerzas y momentos ejercidos sobre el cohete habrá que multiplicar estos valores por 2.

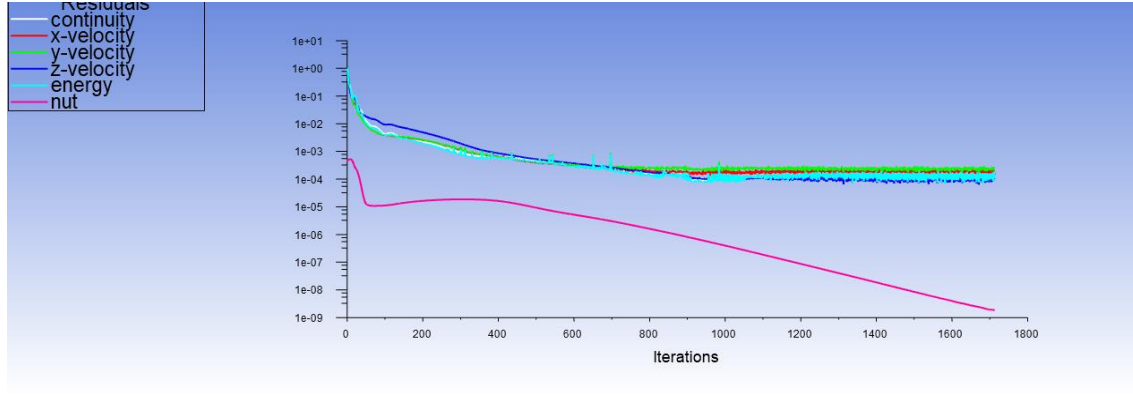


Figura 61. Evolución de los residuos para Mach 1,3.

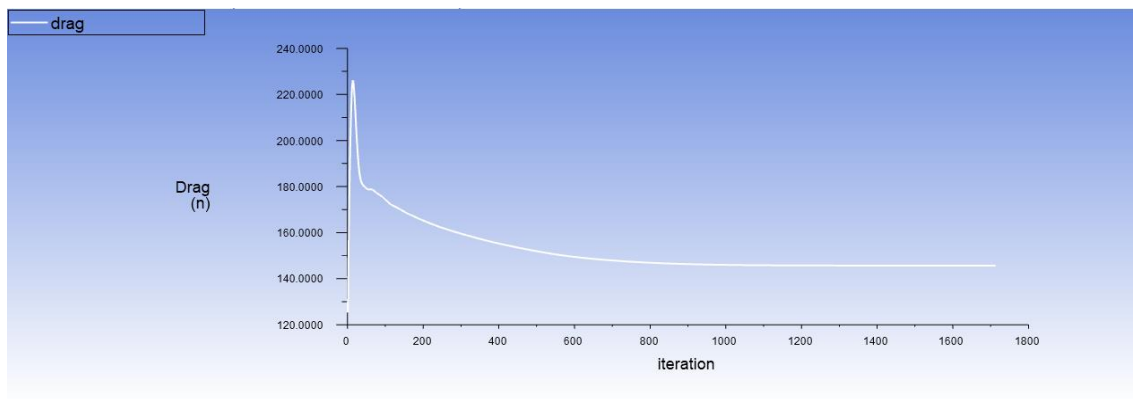


Figura 62. Convergencia de la fuerza de “drag” para Mach 1,3.

Para obtener la curva de “drag” con respecto al número de Mach se realizarán simulaciones para velocidades desde Mach 0,1 hasta Mach 1,3 dando saltos de 0,1 en 0,1. Así, la curva obtenida cumple con los parámetros previstos por la teoría: C_d descendiente durante el régimen subsónico, y cambio de tendencia hacia Mach 0,8, alcanzando el pico en torno a Mach 1, en particular en Mach 1,1; para luego volver a descender en el régimen supersónico, si bien manteniéndose por encima de los valores obtenidos para el régimen transónico.

Tabla 13. Valores de F_d y C_d para ángulo de ataque 0° .

Mach [-]	F_d [N]	C_d [-]
0,1	1,51	0,6392
0,2	5,74	0,6080
0,3	12,56	0,5911
0,4	22,08	0,5844
0,5	34,31	0,5812
0,6	49,14	0,5780
0,7	65,62	0,5671
0,8	84,48	0,5590
0,9	128,92	0,6740
1	194,64	0,8242
1,1	236,08	0,8262
1,2	256,86	0,7553
1,3	294,92	0,7390

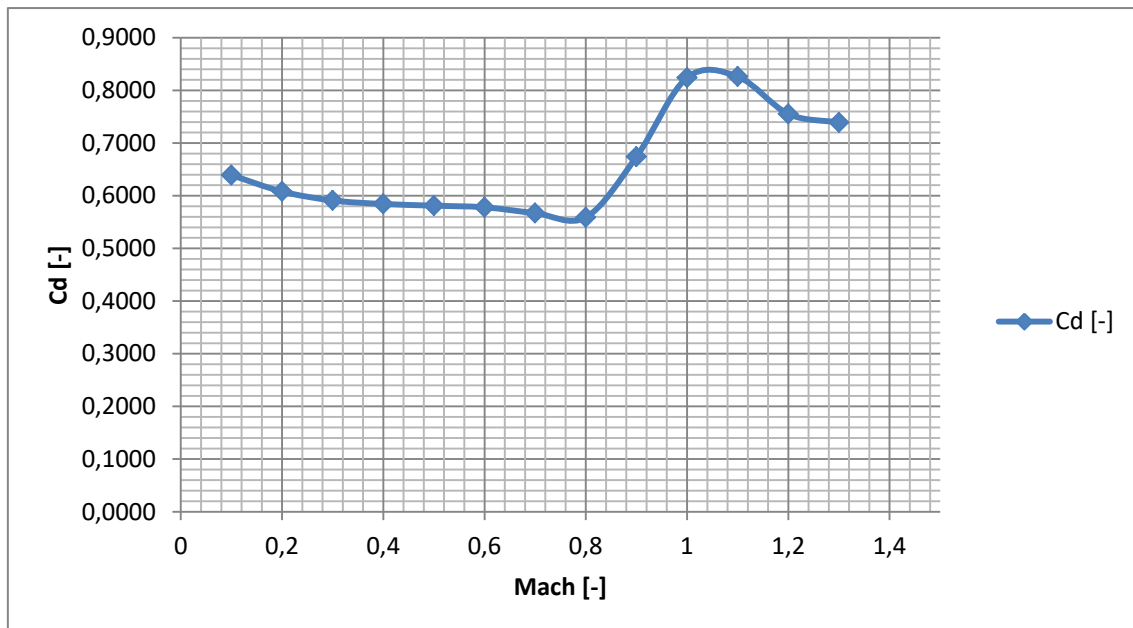


Figura 63. Representación gráfica del C_d .

Además de mostrar los valores numéricos para el cálculo del C_d del cohete, se mostrará cómo varía el flujo ante un obstáculo como es el cohete. Una vez el programa ha llegado a la convergencia para una determinada velocidad de flujo, se recurre al postprocesado de los resultados. Lo cual nos permite obtener los contornos seguidos por las líneas de flujo en su trayecto, y cómo varían su dirección al encontrarse con el cohete.

Estas imágenes permitirán una comprensión más visual y sencilla del comportamiento del flujo al toparse con el cohete. Se mostrará el ejemplo en el que el cohete viaja a una velocidad de Mach 1,2.

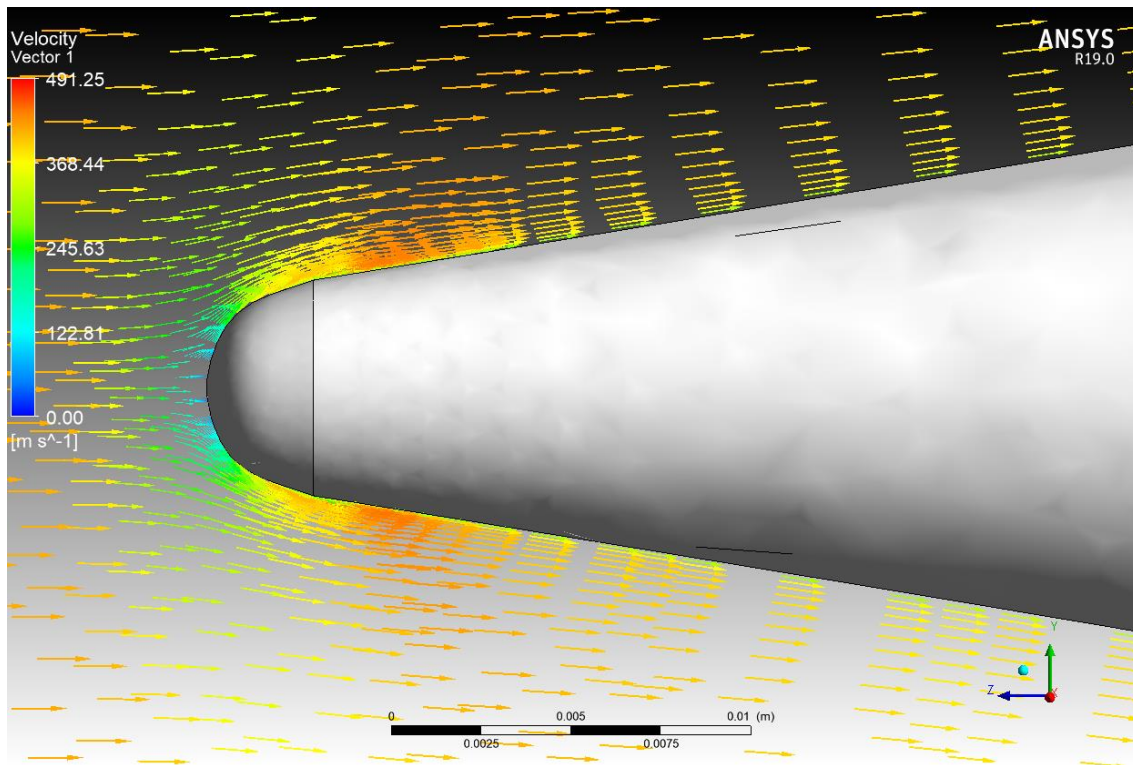


Figura 64. Vectores de flujo alrededor de la ojiva a Mach 1,2.

En la imagen se puede apreciar cómo el flujo varía su dirección cuando se topa con la geometría del cohete. Se puede ver además, por el color de los vectores que modelizan el flujo, con éste se “para” cuando entra en contacto con la punta de la ojiva. Para después acelerarse y moverse pegado a la geometría de la ojiva.

En la siguiente imagen, por el contrario, se puede apreciar cómo parte del flujo, que avanza de forma longitudinal al eje del cohete, se une al resto del flujo que se movía sobre la superficie del mismo. Debido al ángulo con el que se despega de la aleta, se crea una zona de aire que se desplaza a bajas velocidades (“no-slip” sobre la aleta), mientras que el resto del flujo viaja a mayores velocidades.

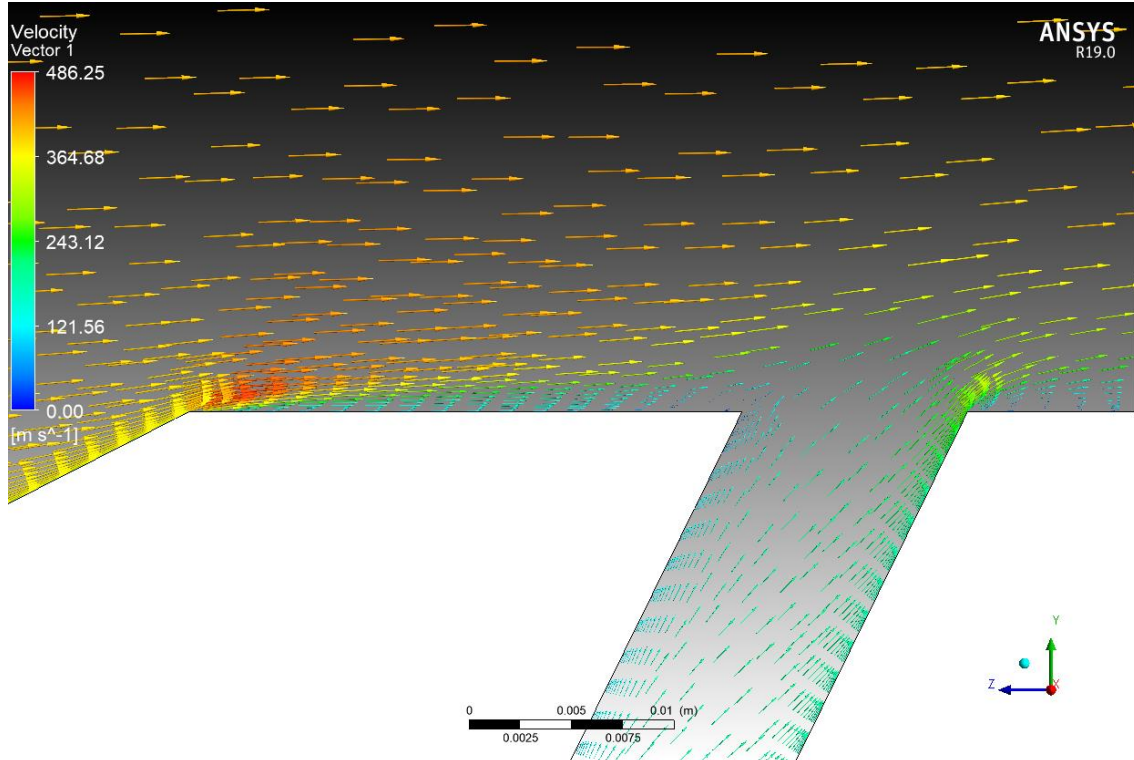


Figura 65. Vectores de flujo alrededor de las aletas a Mach 1,2.

Por último, se muestra el comportamiento del flujo sobre la parte trasera del cohete. Como se verá más adelante, es una zona en la que se produce un gradiente de presiones negativo, por lo que las velocidades en esa zona serán muy reducidas. Además, al ser la parte posterior del cohete, es la zona en la que menos flujo hay; de ahí que se aprecie cómo el flujo crea remolinos al intentar rellenar ese espacio de aire “vacío”. Lo cual se puede apreciar en la imagen mostrada a continuación.

Una vez nos alejamos un poco de la zona del final del cohete, el flujo volverá a estabilizarse y adquirir la velocidad que tenía en un principio, antes de encontrarse con la geometría del cohete.

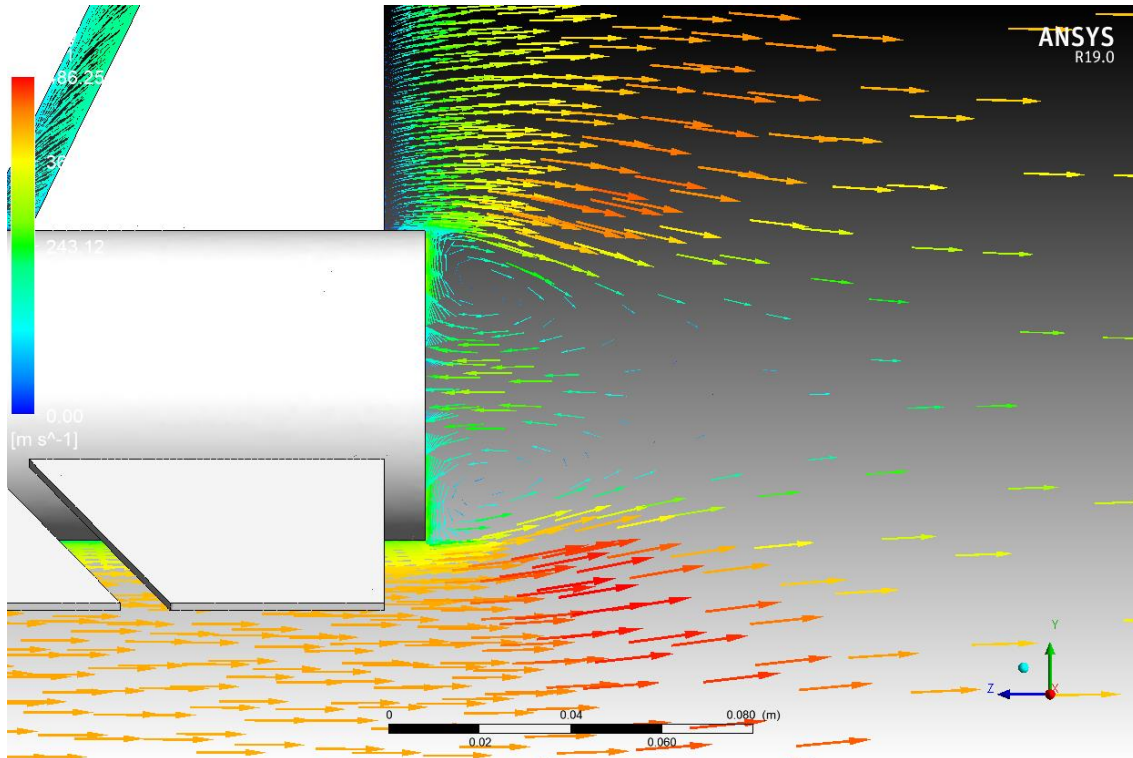


Figura 66. Vectores de flujo en la parte trasera del cohete a Mach 1,2.

2.3.2.4.2 *Análisis de estabilidad*

Uno de los objetivos de este documento era verificar la estabilidad en vuelo del cohete. Para que se cumpla la condición de equilibrio estático y el cohete se pueda considerar estable, la posición del centro de presiones CP, debe estar situada por debajo del centro de gravedad del cohete. Con vistas a verificar que esto ocurre para nuestro modelo, se utilizará el método expuesto en el apartado 1.5.1.4 Concepto de centro de presiones, CP.

Por lo tanto, mediante simulaciones de CFD, se modelizará el flujo entrando con un cierto ángulo sobre el cohete, de tal forma que se generen una fuerza normal F_n , y ésta a su vez un momento M_x . Con vistas a realizar las simulaciones de la manera más eficiente posible, se utilizará la misma malla en todo momento, y se irá variando la dirección del viento en el “inlet”. Puesto que la estabilidad depende no solo del ángulo de ataque del cohete con respecto al flujo, sino de la velocidad relativa entre ambos, se realizan simulaciones para 3 velocidades de flujo distintas, de Mach 0,3 a Mach 1,3; tomando un valor intermedio en Mach 0,8.

Los resultados numéricos de las simulaciones se presentarán en la parte de anexos, bajo el apartado de ANEXO III: RESULTADOS. Y a continuación se presenta solo la gráfica resumen de los mismos.

Como se puede apreciar sobre ella, el cohete es completamente estable para todo el rango de velocidades estudiado, así como para los ángulos de ataque considerados. Por lo tanto, el

momento generado por la fuerza normal resultante siempre será de carácter estabilizante, tendiendo a ayudar al correcto vuelo del cohete.

También se puede ver cómo la velocidad juega un papel importante a la hora de determinar el sentido del momento generado por las fuerzas normales al cohete. Para velocidades pequeñas, el CP tiende a acercarse al CG de forma más paulatina, mientras que en el caso de velocidades supersónicas, aumenta en mayor medida.

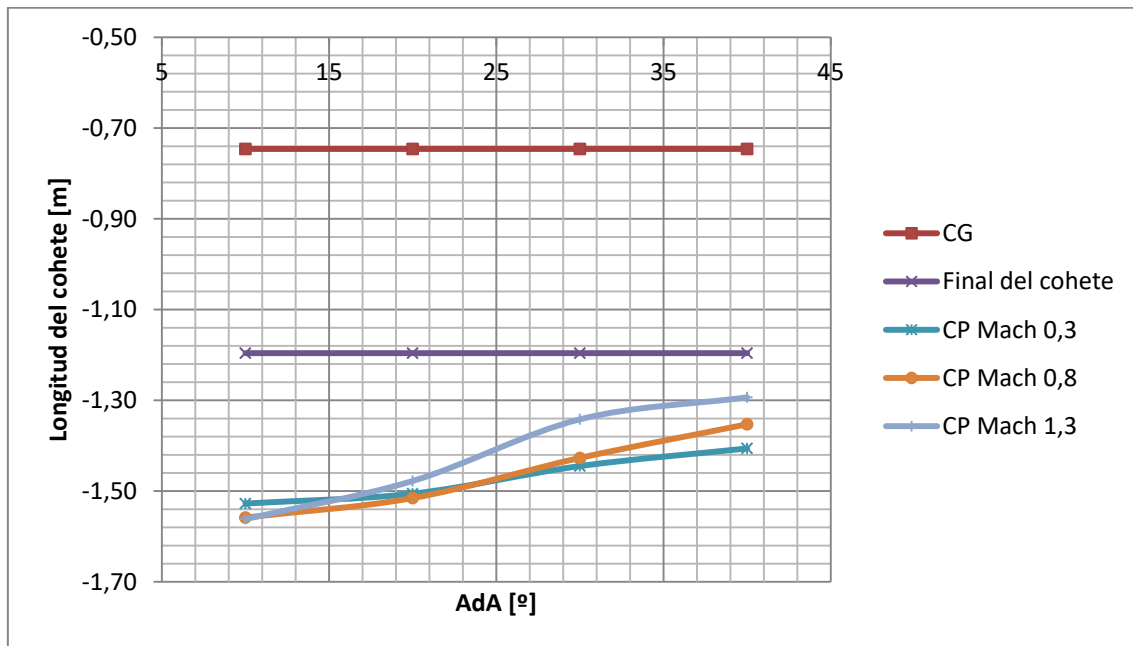


Figura 67. Representación gráfica de la estabilidad.

Sin embargo, como ya se ha mencionado con anterioridad, la estabilidad no solo depende de la localización del centro de presiones durante el vuelo del cohete, sino también de la magnitud del momento. En el caso que estamos considerando, por ejemplo, el módulo del momento estabilizador es demasiado elevado, siendo generado por una fuerza de casi 4 veces el peso del cohete en el mejor de los casos, tal y como se puede apreciar en la gráfica mostrada.

Es por esto que, pese a que el centro de presiones se encuentra por debajo del centro de gravedad, en el caso de que el cohete llegase a cabecear en los rangos estudiados, el momento generado sería tan elevado que causaría una sobrecorrección, haciendo que el cohete perdiera por completo la estabilidad y comenzara un vuelo caótico.

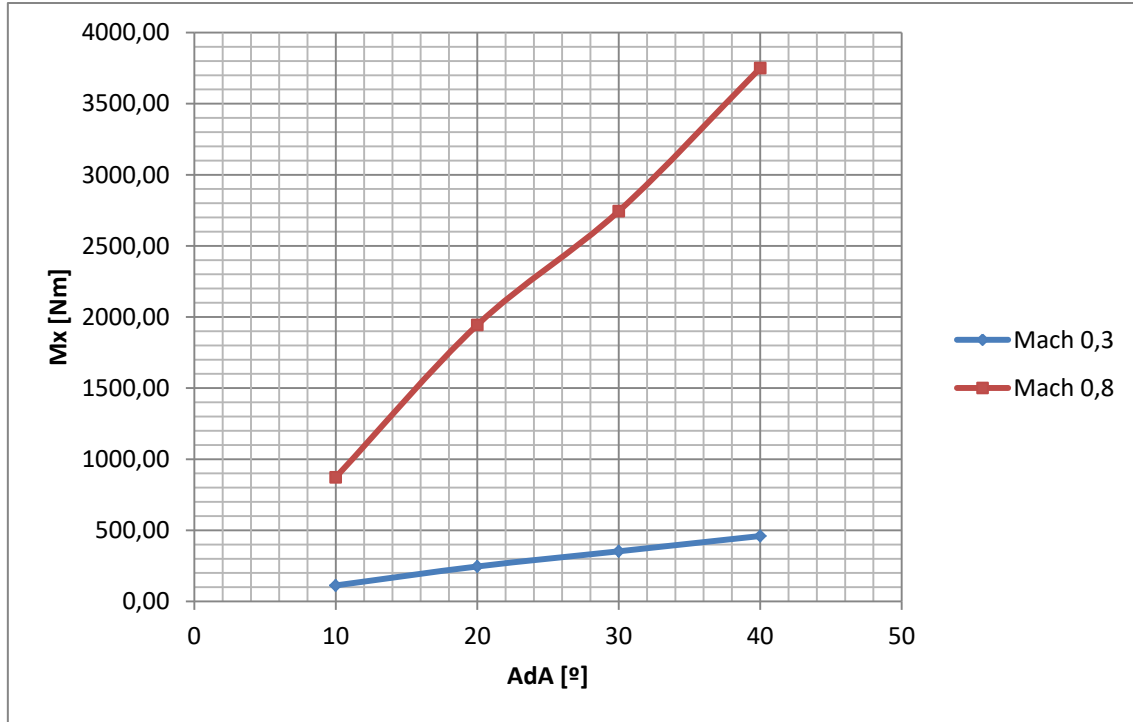


Figura 68. Diagrama de los momentos estabilizadores.

2.3.2.4.3 Ondas de choque y expansión

En este apartado se propone realizar un estudio sobre la aparición de ondas de choque durante el ascenso. Esto solo ocurriría en el caso de que el motor tuviera el suficiente impulso para llevar al cohete a moverse en régimen transónico, es decir, a partir de Mach 0,8. Si bien esto no va a ocurrir en el lanzamiento previsto para este curso, se realizan los análisis necesarios para prever en qué zonas aparecerán las ondas de choque, así como el carácter de las mismas.

Este estudio sería de vital importancia en caso de que se llegara a velocidades transónicas, puesto que la aviónica de Bravo toma parte de las medidas mediante un barómetro. Por lo tanto, la zona de medición vendría determinada por este análisis, de forma que percibiera unos resultados erróneos.

Se decide realizar simulaciones en puntos representativos del vuelo, como son la entrada y salida del régimen transónico, así como Mach 1, donde se romperá la barrera del sonido. El caso de Mach 1,2 sería el de velocidad máxima que, teniendo en cuenta el posible apogeo de Bravo, coincide con maxQ, momento de máxima presión dinámica. Dicho con otras palabras, la situación más desfavorable.

2.3.2.4.3.1 Mach 1,2

Con vistas a determinar las zonas del cohete que se verán afectadas por la aparición de ondas de choque y expansión, se recurrirá a una gráfica que muestre los gradientes de presión a lo largo de la geometría del cohete. De esta forma, aquellos puntos o zonas en los que haya picos de presiones, será donde se produzcan las ya mencionadas ondas.

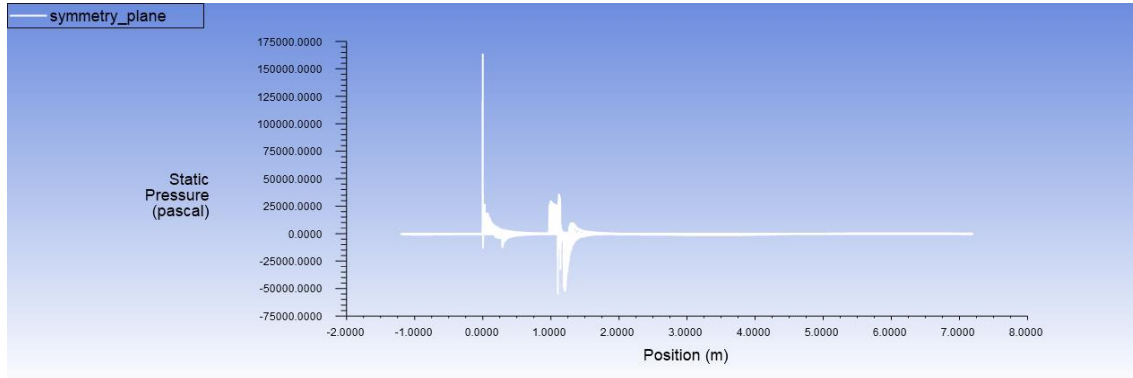


Figura 69. Gradiente de presiones a lo largo del plano de simetría para Mach 1,2.

Sobre la gráfica del sistema al completo se observa claramente cómo el gradiente de presiones aumenta de manera más que notable en 2 zonas: en la punta del cohete y en la zona trasera, seguramente donde empiezan las aletas. Esto se traduce en la aparición de dos ondas de choque en las zonas mencionadas. Por otro lado, se nota también un descenso en el gradiente de presiones justo en la zona final del cohete, detrás de las aletas. Debido a esto, se deduce que aparecerá una onda de expansión en la parte trasera de las aletas.

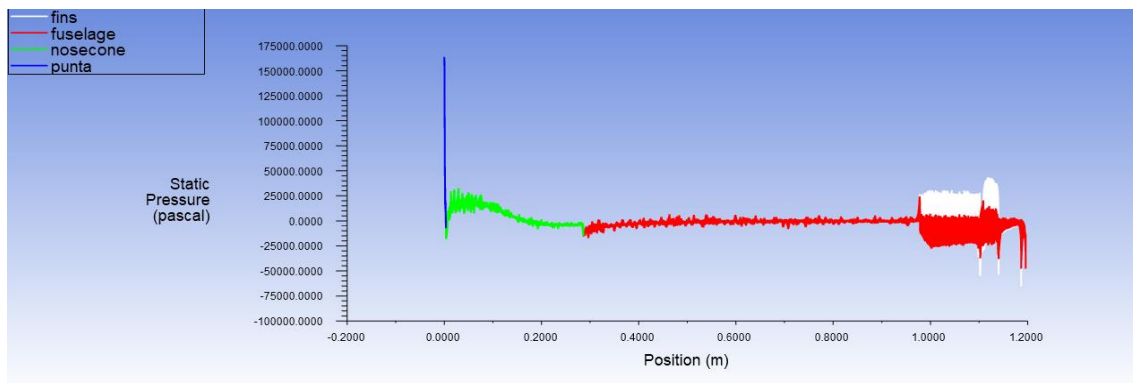


Figura 70. Gradiente de presiones sobre las distintas partes de la geometría del cohete para Mach 1,2.

Al analizar un poco más en contexto los resultados, acercando la escala a la zona del cohete, se puede apreciar que en la transición ojiva-fuselaje hay una reducción del gradiente presiones, por lo que también aparecerá una onda de expansión en esa zona.

Una vez analizados los resultados, se obtiene un contorno de presiones del flujo de aire alrededor del cohete para poder observar de una manera más visual el fenómeno de las ondas de choque y expansión.

Cabe mencionar que, debido a que los análisis se han realizado en 3D, la densidad de elementos en el plano de simetría sobre el que se mostrarán los resultados no es todo lo elevada que convendría para mostrar estos datos. Debido a ello, se decide mostrar los

contornos en blanco y negro sobre el rango global de presiones; de forma que se aprecien bien las ondas de choque y expansión generadas.

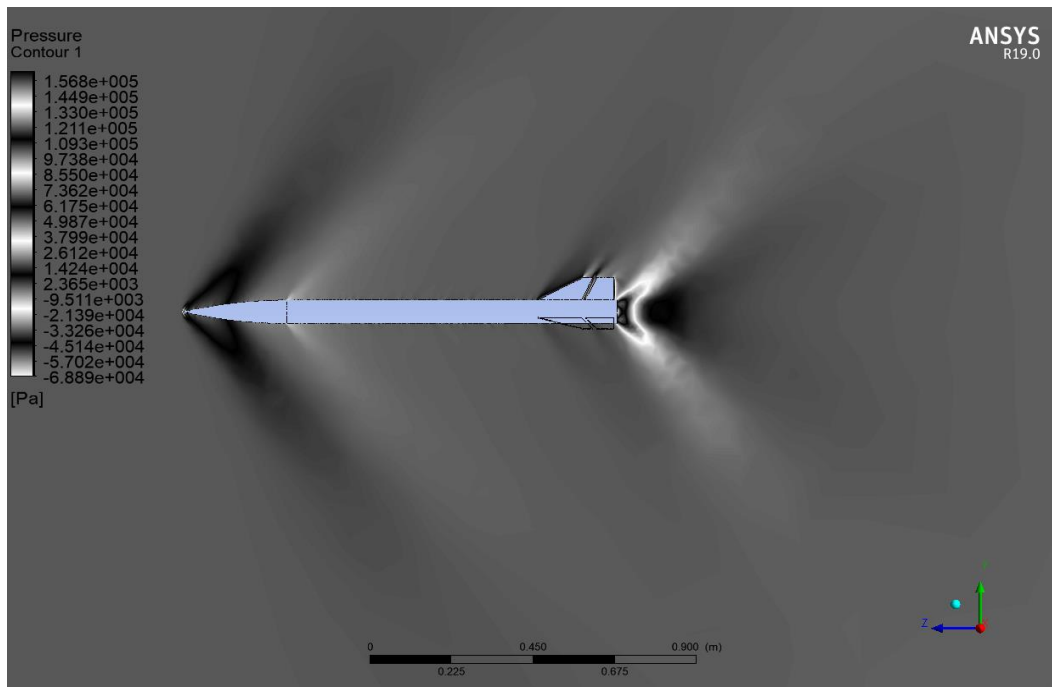


Figura 71. Contorno de presiones en blanco y negro para Mach 1,2.

Tal y como se ve en la imagen anterior, en las zonas en las que el flujo de aire se encuentra con la geometría del cohete, ojiva y aletas, se genera una onda de choque. Mientras que en las zonas posteriores a ellas, unión ojiva-fuselaje y final de las aletas, se generan ondas de expansión.

De la misma forma, se mostrarán los perfiles de velocidades alrededor del cohete. De manera que se aprecien mejor los resultados, se ha variado la escala considerada.

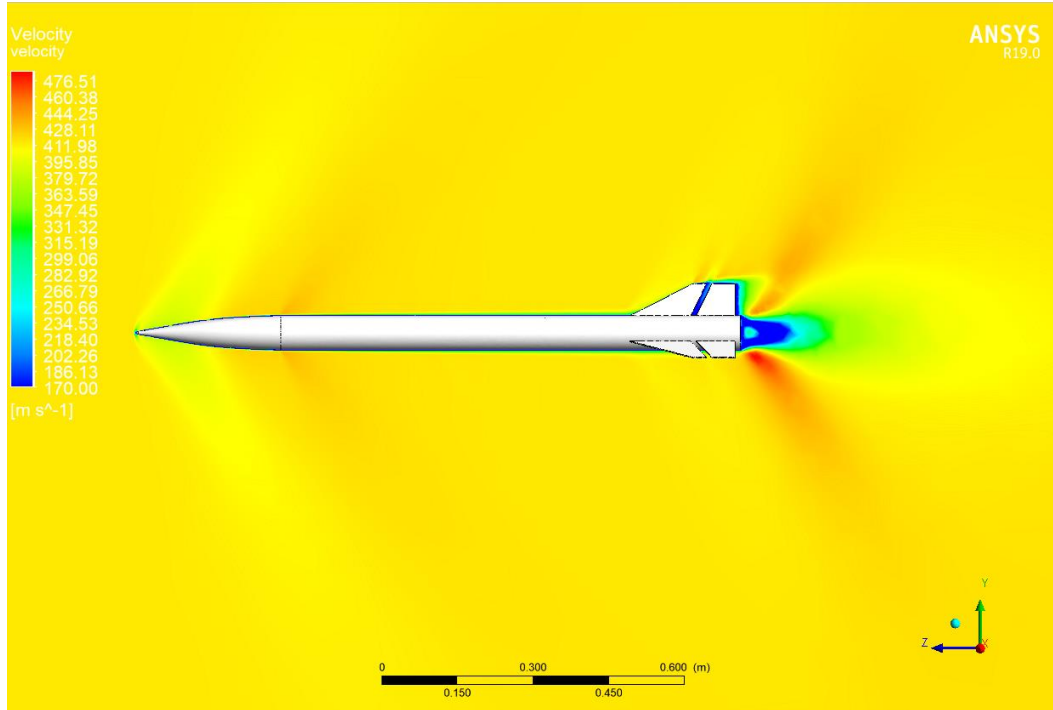


Figura 72. Contorno de velocidades para Mach 1,2.

2.3.2.4.3.2 Mach 0,8

Si el caso anterior era la situación más desfavorable del vuelo del cohete estudiado, este estudia el momento justo en el que el cohete entra en la zona de velocidades transónicas, lo cual conlleva la aparición de las primeras ondas de choque y expansión a las que se verá sometido el cohete.

El estudio de esta velocidad es de particular importancia dentro del estudio de las ondas de choque puesto que el cohete debería estar viajando a velocidades subsónicas; cuando, sin embargo, hay zonas del cohete sobre las que el flujo viaja a velocidades mayores que la del sonido, con las complicaciones que ello conlleva.

Al igual que en el caso anterior, los gradientes de presiones tienen lugar exactamente en las mismas zonas del cohete, solo que, al estar trabajando con velocidades de flujo menores, estos se ven reducidos. A continuación se muestra una imagen de los perfiles de presiones y velocidades para apreciar de manera visual cómo empiezan a aparecer ondas de choque nada más adentrarnos en el régimen transónico.

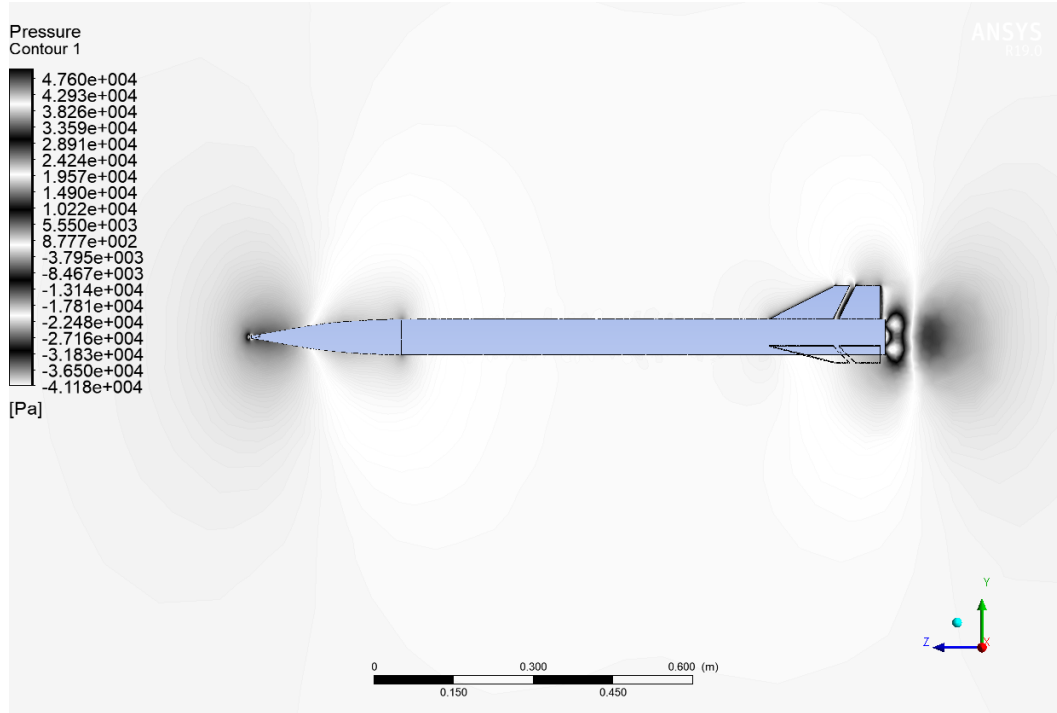


Figura 73. Contorno de presiones en blanco y negro para Mach 0,8.

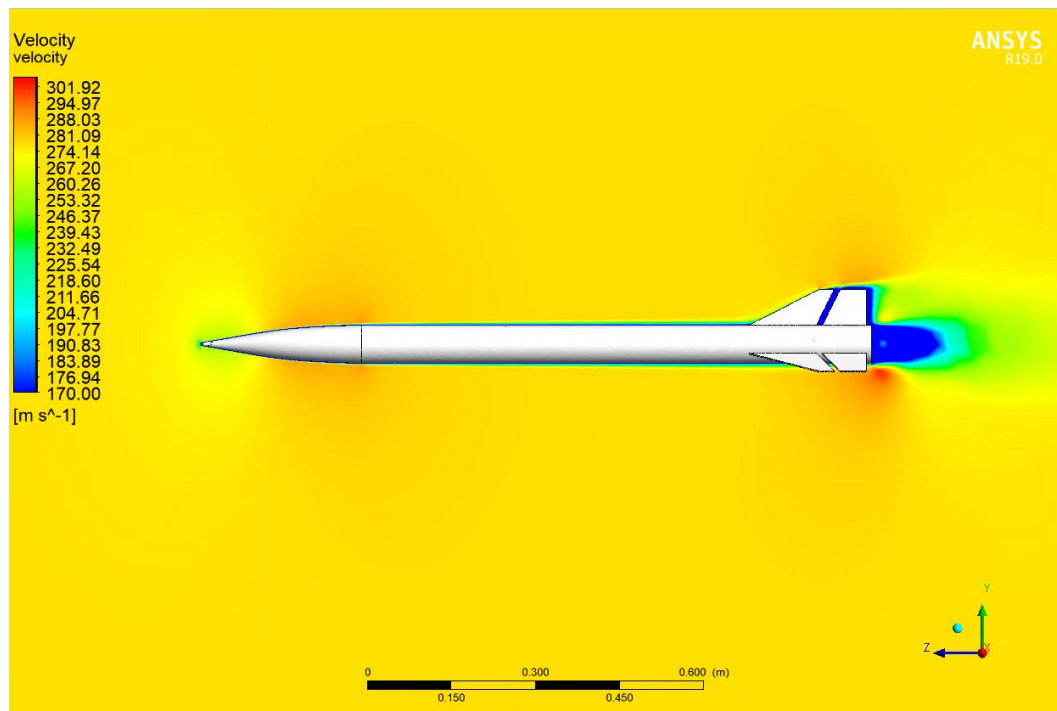


Figura 74. Contorno de velocidades para Mach 0,8.

2.3.2.4.3.3 Mach 1

Este caso también resulta de especial interés cuando se estudian las ondas de choque pues la onda de choque por excelencia es la barrera del sonido. Al igual que en los casos mostrados anteriormente, las ondas de choque y expansión se generarán en la ojiva y en la zona de las aletas.

Si bien a partir de velocidades cercanas a Mach 0,8 comenzaban a aparecer zonas en las que el flujo se movía a velocidades superiores a la del sonido, a partir del momento en el que se alcanza la velocidad de Mach 1, todo el flujo alrededor del cohete se moverá a velocidades supersónicas.

De la misma forma que en los casos anteriores, y con el fin de poder realizar una comparación más sencilla de las ondas de choque y expansión que se generan alrededor del cohete, se mostrarán los resultados de las distribuciones de presiones y velocidades.

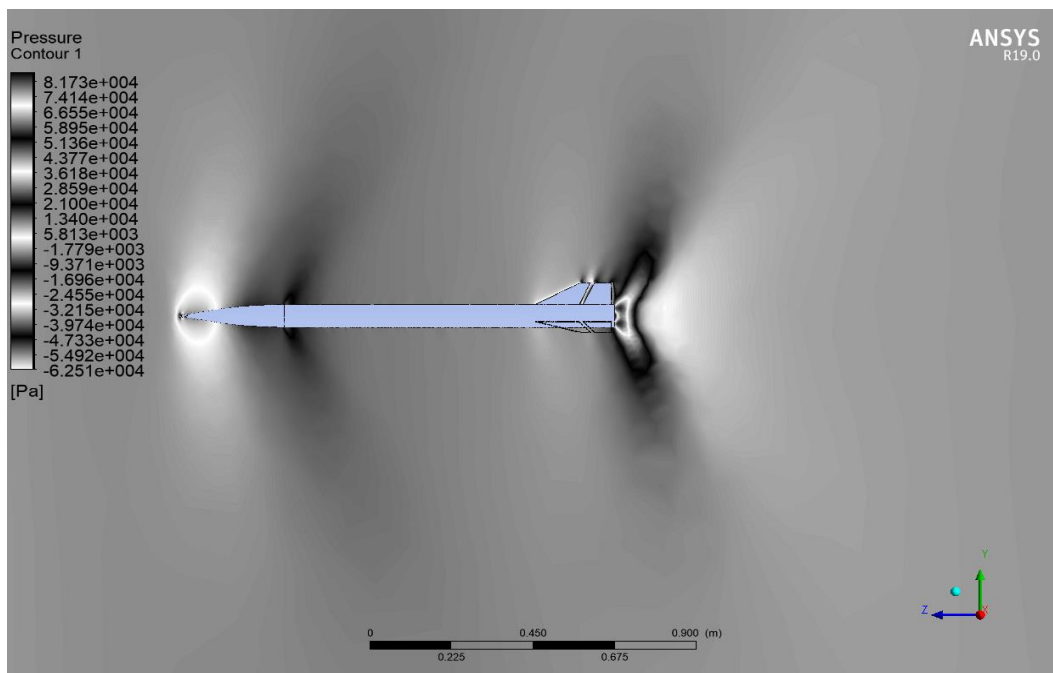


Figura 75. Contorno de presiones en blanco y negro para Mach 1.

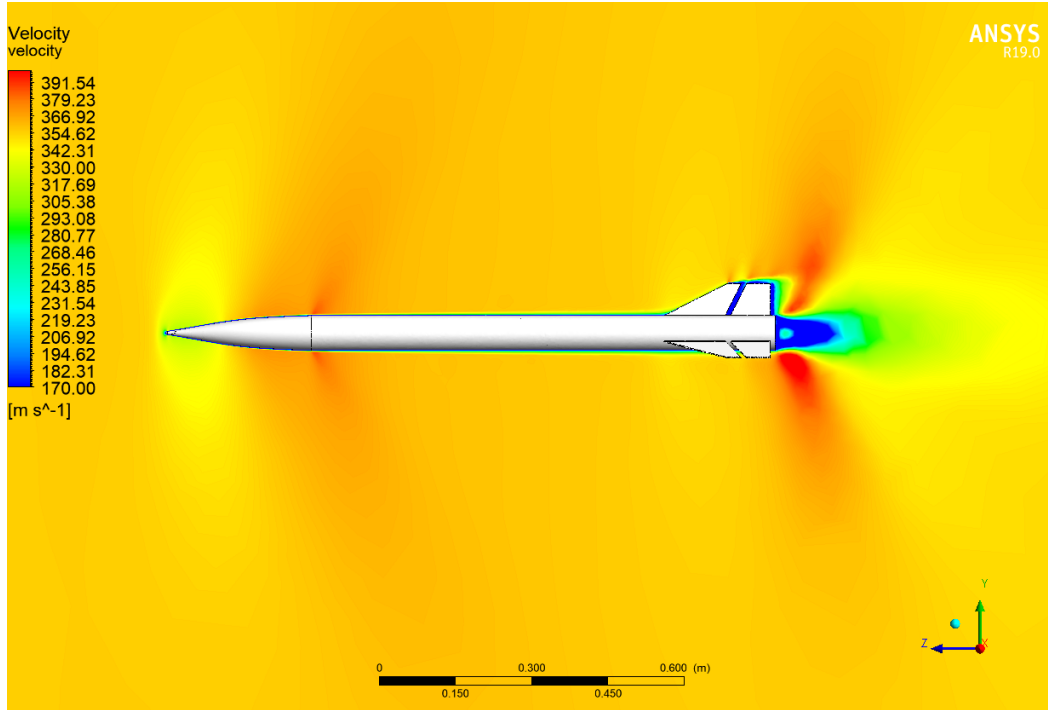


Figura 76. Contorno de velocidades para Mach 1.

2.3.3 Recovery

El recovery es tan importante como el estudio aerodinámico del ascenso ya que, de no haber estudiado bien todos los parámetros que afectan al descenso del cohete, podríamos encontrarnos con que éste no “sobreviva” a la caída. Pudiendo provocar numerosos daños estructurales al vehículo, hasta el punto de no ser viable para su uso en posteriores ocasiones; así como daños irreparables en la bahía electrónica. Lo cual supondría que todos los datos recopilados durante el vuelo del cohete serían irre recuperables.

Por estas razones, es necesario realizar un estudio exhaustivo de todas las variables que toman parte en el vuelo de descenso del cohete. La más evidente es la correcta elección del paracaídas; que cumpla una serie de criterios, como que la velocidad terminal no exceda un determinado valor. Por otro lado, el cálculo del desplazamiento lateral del cohete también será de vital importancia, ya que, en caso de ser demasiado grande, podría aterrizar en una zona en la que ocasionara desperfectos o incluso accidentes.

2.3.3.1 Geometría

En este apartado se procede a definir cómo se han modelizado las geometrías necesarias para realizar los análisis. Si bien la geometría del cohete será la misma utilizada en análisis anteriores, como se tienen en cuenta paracaídas distintos, se separará en dos subapartados.

Teniendo en cuenta la mínima aportación al “drag” que tendrán tanto el shock cord como las cuerdas del paracaídas, se opta por no modelizarlas en el sistema. Si bien sí que se tendrá en

cuenta el hueco ocupado por estos elementos, que tienen una longitud total de unos dos calibres, es decir, de 2,4 m; por lo que al modelizar el sistema, se separarán sus elementos en esa medida.

El “enclosure” utilizado es cilíndrico y tiene las siguientes dimensiones, significativamente menores que las del análisis de ascenso, puesto que en estas simulaciones se tratarán velocidades mucho más pequeñas, haciendo imposible la aparición de ondas de choque que puedan interferir con el flujo. Por ello, el radio que se utilizará será de 2 calibres y la longitud aguas debajo de 4 calibres. En cuanto a la longitud aguas arriba, al no causar ningún problema, se tomará como 1 calibre.

Tabla 14. Dimensiones del “enclosure”.

Radio	2400	mm
Longitud aguas abajo	4800	mm
Longitud aguas arriba	1200	mm

2.3.3.1.1 Paracaídas de serie

A continuación, se muestra por primera vez la geometría del paracaídas inicial que tiene un diámetro extendido de unos 75 mm. Como se puede apreciar, está formado por 6 zonas. Como se ve, se muestran a continuación tanto la geometría del paracaídas, como el modelo utilizado para realizar las simulaciones.

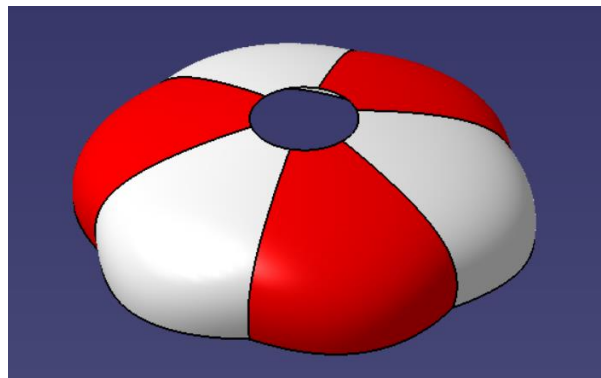


Figura 77. Modelo CAD del paracaídas de serie.

2.3.3.1.2 Paracaídas nuevo

En este caso se aprecia que la geometría del paracaídas es diferente, estando separado en 8 zonas en vez de en 6. Además, el diámetro extendido del mismo es de 147 mm. De nuevo, primero se muestra la geometría del paracaídas por sí misma, y después la modelización con el correspondiente “enclosure”.

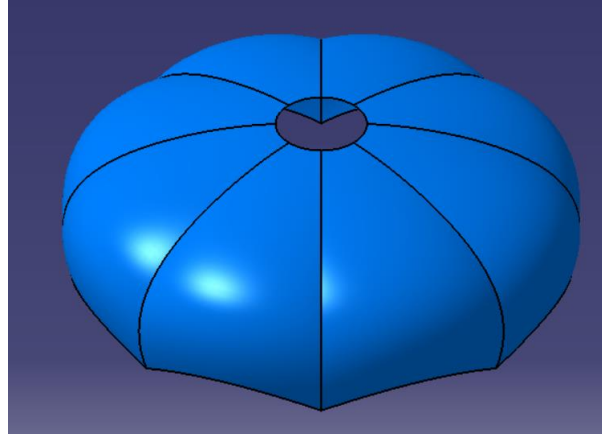


Figura 78. Modelo CAD del nuevo paracaídas.

2.3.3.2 Malla

Al igual que en el apartado de la geometría, se expondrán los mallados de cada paracaídas por separado, puesto que debido a la diferencia de áreas existente el tamaño de los elementos variará. Sin embargo, los nombres de las diferentes superficies será el mismo en los dos análisis, tal y como se muestra en la siguiente tabla.

Tabla 15. Distribución de las “named selections”.

“Inlet”	Cara situada aguas arriba
“Walls”	Superficie cilíndrica
Outlet	Cara situada aguas abajo
Cuerpo	Geometrías del paracaídas y del cohete

2.3.3.2.1 Paracaídas de serie

En la siguiente tabla se detallan los tamaños de elemento utilizados en la modelización del sistema. Teniendo en cuenta que este análisis es menos preciso que el de ascenso (ahora no se conoce exactamente la geometría del paracaídas abierto, y se ha modelizado una simplificación), se puede permitir un tamaño de elementos más grueso, siempre atendiendo a que el número total de la malla sea de unos 800.000 elementos, tal y como se estableció en los anteriores análisis como válido.

Tabla 16. Tamaño de la malla del paracaídas de serie.

Tamaño máx	400	mm
Cuerpo	5	mm

Donde el tamaño máx se refiere a los elementos más alejados del cohete, allí donde no tienen demasiada importancia como para afectar a los resultados.

A continuación se muestran varias imágenes del mallado realizado sobre el paracaídas para poder llevar a cabo las simulaciones.

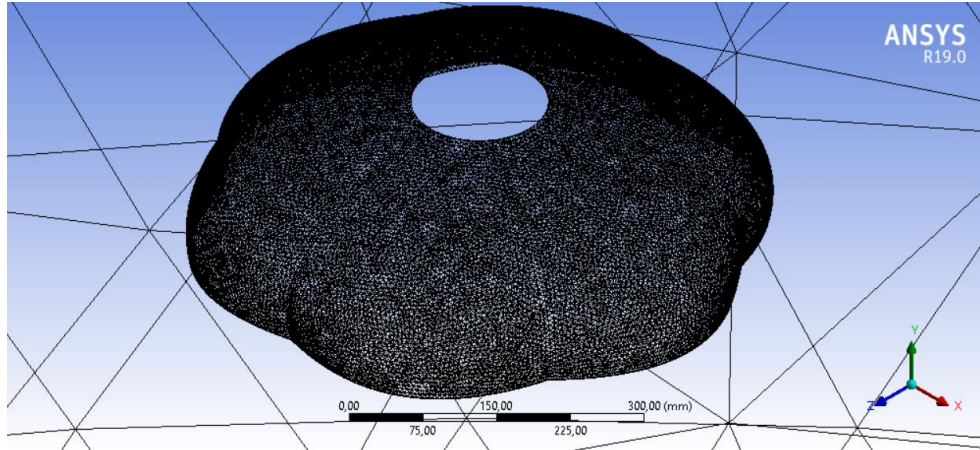


Figura 79. Malla del paracaídas de serie con tetraedros.

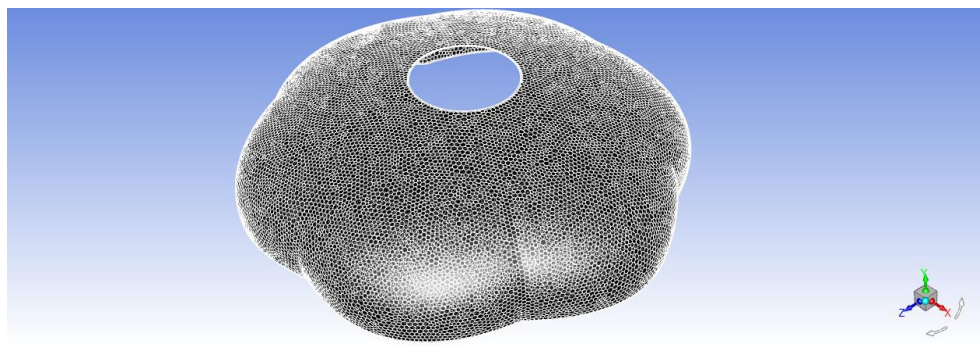


Figura 80. Malla del paracaídas de serie con poliedros.

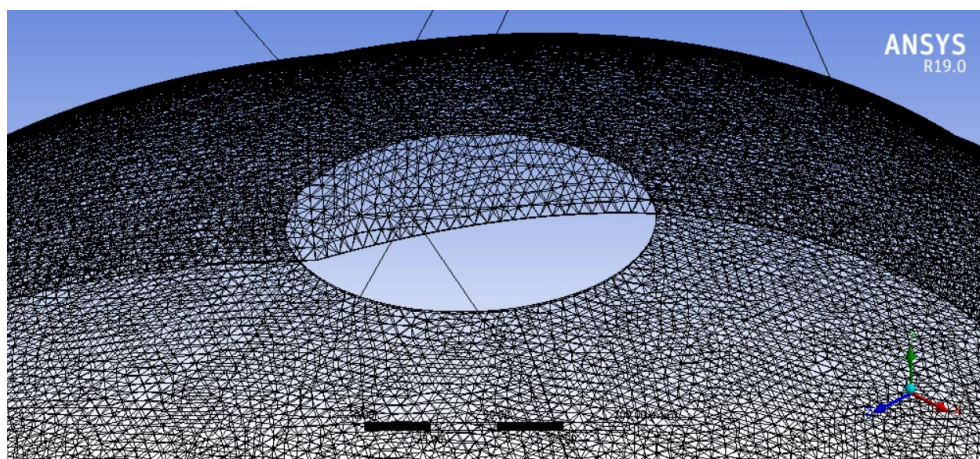


Figura 81. Detalle de la malla del paracaídas de serie con tetraedros.

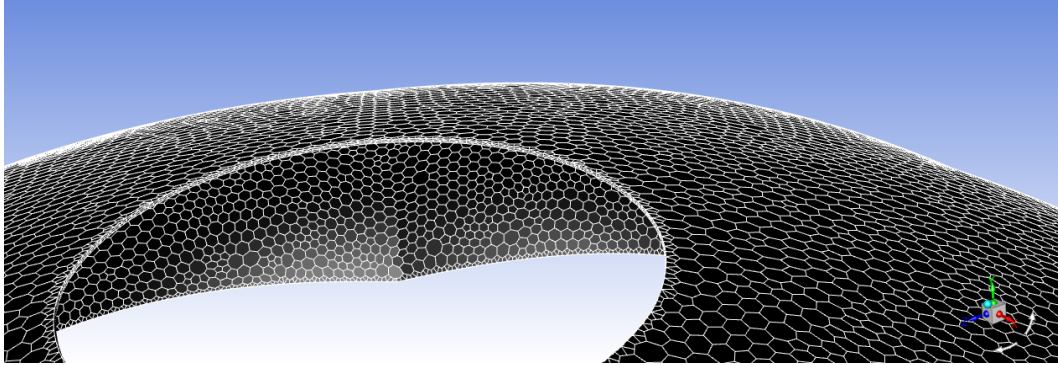


Figura 82. Detalle de la malla del paracaídas de serie con poliedros

2.3.3.2.2 Paracaídas nuevo

Al igual que en el apartado anterior, se muestran en la siguiente tabla los datos referentes a tamaño de elementos utilizados para las simulaciones.

Tabla 17. Tamaño de la malla del paracaídas de serie.

Tamaño máx	400	mm
Cuerpo	8	mm

Donde el tamaño máx se refiere a los elementos más alejados del cohete, allí donde no tienen demasiada importancia como para afectar a los resultados.

A continuación se muestran varias imágenes del mallado realizado sobre el paracaídas para poder llevar a cabo las simulaciones.

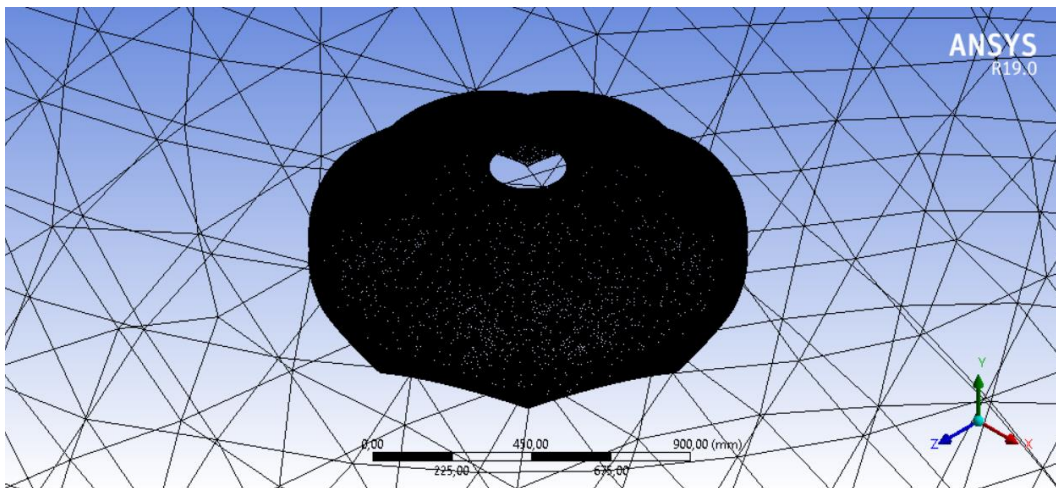


Figura 83. Malla del paracaídas nuevo con tetraedros.

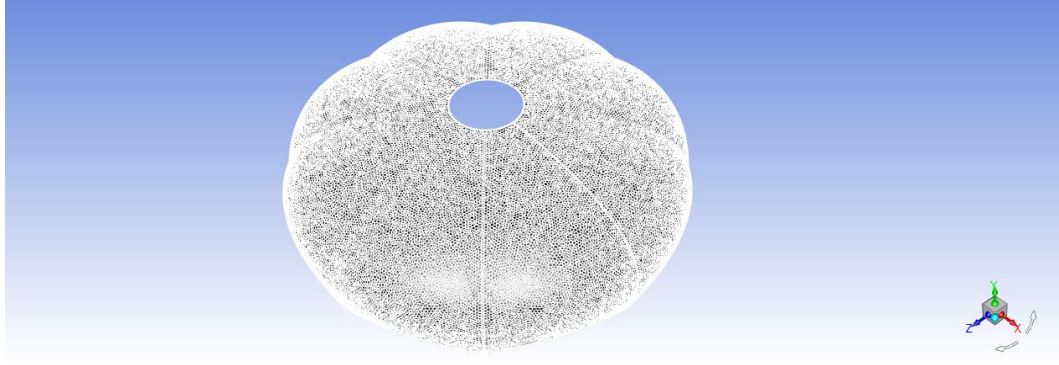


Figura 84. Malla del paracaídas nuevo con poliedros.

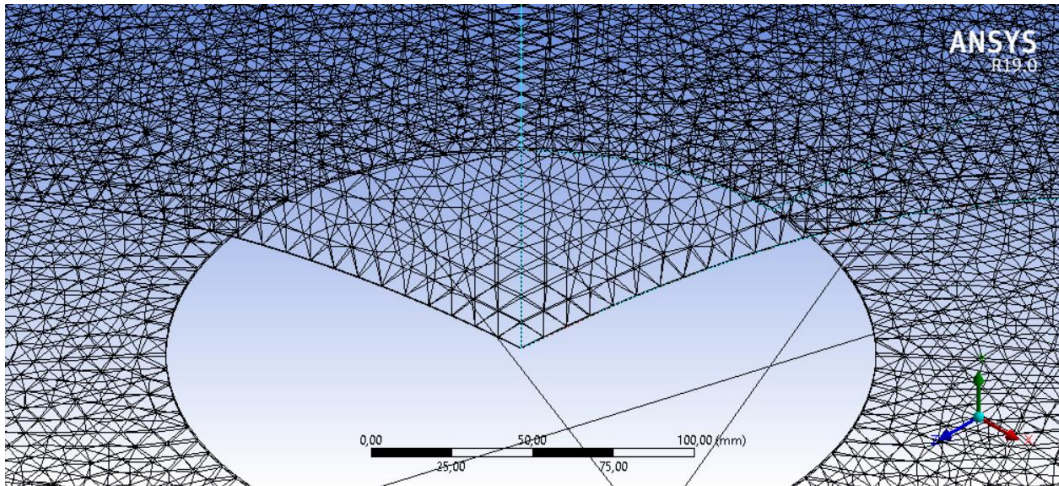


Figura 85. Detalle de la malla del paracaídas nuevo con tetraedros.

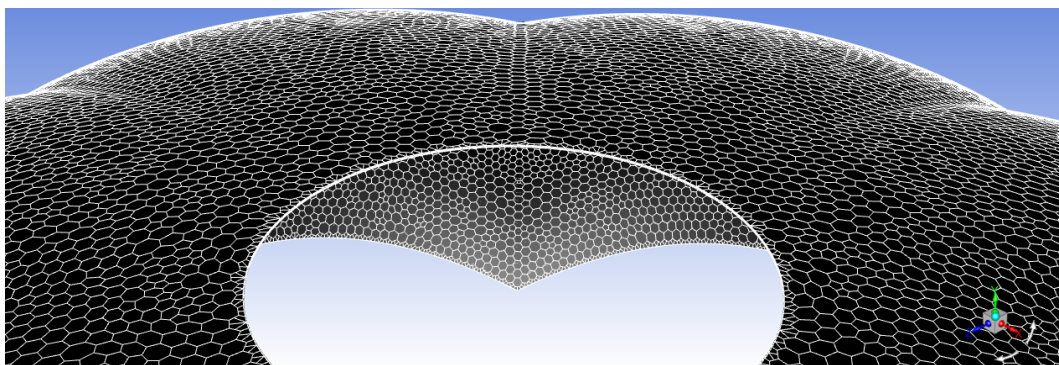


Figura 86. Detalle de la malla del paracaídas nuevo con poliedros.

2.3.3.3 Fluent

Con vistas a modelizar el flujo de aire entrante, se siguen las condiciones establecidas en el apartado 1.5.4 ANSYS Fluent, que se muestran a modo de resumen en la siguiente tabla:

Tabla 18. Condiciones de las simulaciones en ANSYS Fluent.

"Solver"	"Pressure-Based"
Dependencia temporal	"Steady"
Modelos	Spalart-Allmaras (1eqn), "strain/vorticity-based" "energy" ON
Materiales	Aire (densidad de gas ideal)
"Cell-zone conditions"	"Fluid" (aire)
"Boundary conditions"	"Inlet", "pressure-far-field" (0, 0, -1)
	Outlet, "pressure-outlet"
	"Walls", "Wall" ("specified shear" (0, 0, 0))
	Cohete, "Wall" (no-slip)
	"Symmetry Plane", "symmetry"
"Methods"	"Implicit"
"Controls"	"Courant Number" = 5
"Report definitions"	"Drag" (-z)
Monitors	"Residuals" (10-6)
"Inizialization"	"Hybrid"
"Run calculation"	Iteraciones (2000)

En este caso, al tratar con velocidades muy pequeñas, por debajo de Mach 0.1 incluso, se opta por realizar la modelización del flujo a través de un "velocity-inlet" en vez de mediante un "pressure-far-field". La razón principal es que a velocidades tan bajas, el modelo de "pressure-far-field" no es capaz de modelizar de forma correcta el flujo, puesto que está pensado para velocidades mayores y casos en los que existan problemas de compresibilidad. Es por esto también que se ha optado por utilizar el modelo "Pressure-Based" sobre el "Density-based" a la hora de resolver las ecuaciones diferenciales.

2.3.3.4 Estudio para el Aerotech J350-W (primer motor considerado)

En este primer apartado del estudio de recovery se muestran los cálculos realizados para el primer motor tenido en cuenta, si bien al final no ha sido posible su compra, por lo que estos resultados quedarán a la espera de validación para cuando se pueda adquirir dicho motor.

2.3.3.4.1 Análisis paracaídas de serie

Lo primero que hay que hacer es estudiar si el paracaídas de serie cumple las especificaciones necesarias. La primera de las cuales es que la velocidad terminal del conjunto cohete-paracaídas sea lo suficientemente baja como para causar daños. En nuestro caso, el límite impuesto es el de que la velocidad se encuentre por debajo de los 20 km/h, lo cual se traduce en la siguiente condición para las simulaciones:

$$V_i < 5,56 \text{ m/s} \quad (79)$$

Para ello, se procede a realizar un proceso iterativo de cálculos y simulaciones de CFD mediante los cuales se podrá obtener la velocidad terminal.

Para el cálculo se va a utilizar un balance de fuerzas del sistema durante el descenso:

$$W + I = F_{dc} + F_{dp} \quad (80)$$

Donde W representa el peso del conjunto, I la flotación provocada por el volumen de aire que desplaza el cohete a su paso, F_{dc} la fuerza de “drag” sobre el cohete y F_{dp} la fuerza de “drag” ejercida sobre el paracaídas.

Los términos de la izquierda de la igualdad permanecerán invariantes a lo largo de las iteraciones y vendrán dadas por las siguientes ecuaciones:

$$W = m_c g \quad (81)$$

$$I = m_a g \quad (82)$$

Utilizando el cociente la fuerza gravitatoria y la de flotación y multiplicando y dividiendo por el volumen del cohete, que coincide con el volumen de aire desplazado, se tiene que:

$$\frac{I}{W} = \frac{m_a g}{m_c g} = \frac{m_a V}{m_c V} = \frac{\rho_a}{\rho_c} \quad (83)$$

En donde $\rho_a = 1.225 \text{ kg/m}^3$ y $\rho_c = 1380 \text{ kg/m}^3$, ya que tenemos en cuenta que el espesor del paracaídas es demasiado pequeño para tenerlo en cuenta.

De esta se forma, se obtienen los siguientes valores para el peso y la flotación del cohete:

Tabla 19. Resultados de las fuerzas de peso y flotación.

Peso	29,430	N
Flotación	0,0259	N

Para esta primera iteración los términos referentes a las fuerzas de “drag” se van a calcular aplicando la fórmula correspondiente y utilizando los valores de las áreas proyectadas; así como unos valores para los C_{ds} encontrados en la bibliografía para modelos parecidos.

Tabla 20. Valores de los C_d encontrados en bibliografía [16].

C_d paracaídas	1,20	-
C_d cohete	0,75	-

Así, podremos calcular las fuerzas mediante la siguiente fórmula:

$$F_d = \frac{1}{2} \rho C_d A V^2 \quad (84)$$

Sabiendo que los valores de las áreas proyectadas por ambos sólidos son las mostradas a continuación:

Tabla 21. Áreas de los sólidos.

$A_{\text{paracaídas}}$	0,2927	m^2
A_{cohete}	0,0036	m^2

Podemos despejar de la ecuación 80 la velocidad terminal V_0 de partida, que es:

$$V_0 = 11.39 \text{ m/s} \quad (85)$$

Una vez tenemos este dato, procedemos a realizar una simulación modelizando la velocidad del flujo de aire con este valor. De la simulación obtendremos el valor de la fuerza de "drag" F_{d1} , que utilizaremos para despejamos la siguiente relación:

$$\chi = C_d A_p = \frac{2F_d}{\rho V^2} \quad (86)$$

Una vez despejado este valor χ_0 , podemos volver a la ecuación 80 y resolver de nuevo para la nueva velocidad terminal V_1 y repetir el proceso hasta que el error en la relación χ sea lo suficientemente reducido.

$$\varepsilon = \frac{\chi_i - \chi_{i-1}}{\chi_i} < 10^{-3} \quad (87)$$

Una vez que la solución cumple la ecuación anterior, consideraremos que el proceso iterativo ha alcanzado la convergencia.

A continuación se muestran los resultados obtenidos para las simulaciones de CFD. Como puede apreciarse, el proceso llega a la convergencia de manera muy eficiente, tomando sólo dos simulaciones.

Tabla 22. Resultados de la velocidad terminal para el paracaídas de serie.

Iteración	Velocidad [m/s]	Error [%]	F_d [N]	χ [m ²]
0	11,3921	/	26,40	0,3321
1	12,0346	-5,34	29,26	0,3299
2	12,0740	-0,33	/	/

Al observar los resultados, vemos cómo la velocidad obtenida es $V_j = 12,03$ m/s, lo cual supera el valor marcado previamente en la ecuación 79. Por lo tanto, no se podrá considerar este paracaídas como apto para su uso.

Además de los resultados numéricos se aportan los datos utilizados para evaluar la convergencia de la solución de forma gráfica.

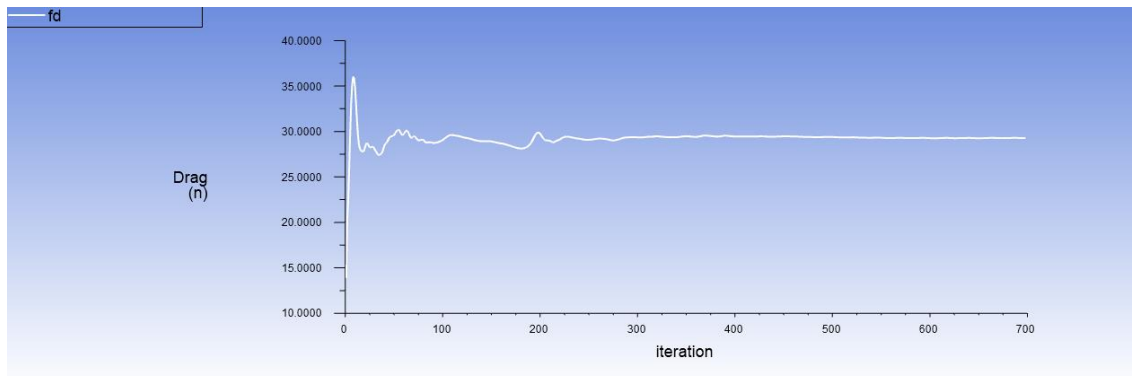


Figura 87. Convergencia de la solución para el paracaídas de serie.

Además, a fin de visualizar cómo se comportaría el conjunto ante el flujo, se muestran los contornos de presiones en las zonas cercanas al paracaídas, así como imágenes que representan las líneas de flujo al impactar contra el conjunto.

Como cabía esperar, en la zona interior del paracaídas se produce un gran aumento de la presión, mientras que en la parte superior, se ve como la presión es reducida.

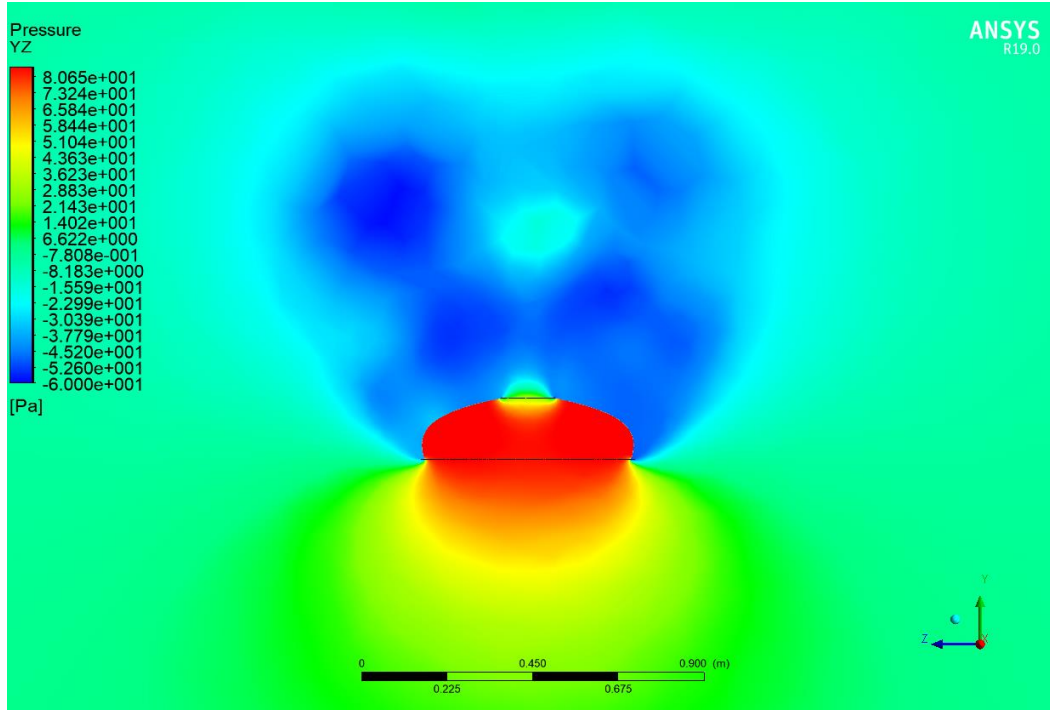


Figura 88. Contorno de presiones para el paracaídas de serie.

A continuación, se mostrarán las imágenes referentes a las líneas de flujo donde primero se muestra la zona circundante al cohete. En esta primera imagen, se puede apreciar cómo la presencia del cohete no afecta al flujo que llegará al paracaídas, que está situado a una distancia considerable del mismo. Sobre ella se puede ver que el flujo actúa de manera parecida al caso mostrado en el ascenso, dejando que el flujo se relaje una vez pasada la geometría.

Por otro lado, en la segunda imagen, referente al paracaídas, se puede ver cómo el flujo tiene una mayor interacción con el elemento que frena su avance. Se puede apreciar la forma en la que el flujo se estanca en la zona interior del paracaídas, salvo en la zona del agujero circular, por la que el flujo avanza a mayor velocidad. Lo mismo ocurre con el flujo que golpea el paracaídas por los bordes y sale despedido hacia los lados. Si sumamos todo esto, se traduce en una falta de aire en la zona superior del paracaídas. Es por esto que se ve cómo el flujo que pasa a través del agujero del paracaídas se arremolina en esa zona; de manera similar a lo que ocurriría en la parte final del cohete en su ascenso. Así, estos remolinos se producirán en las zonas donde el gradiente de presión es negativo.

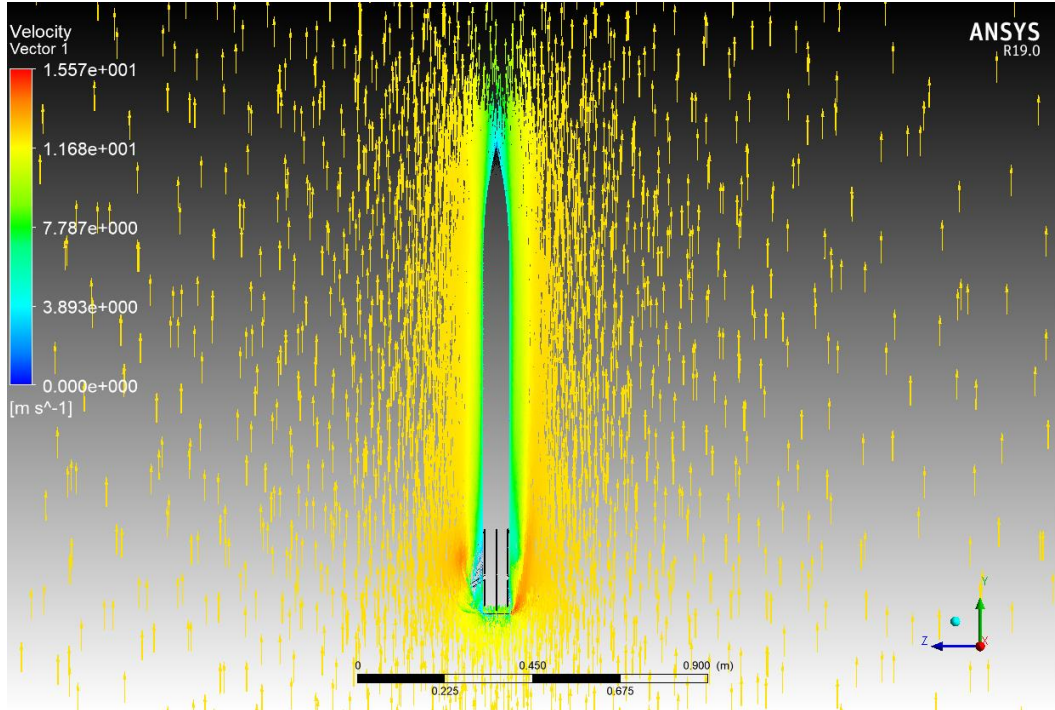


Figura 89. Vectores de flujo sobre la geometría del cohete.

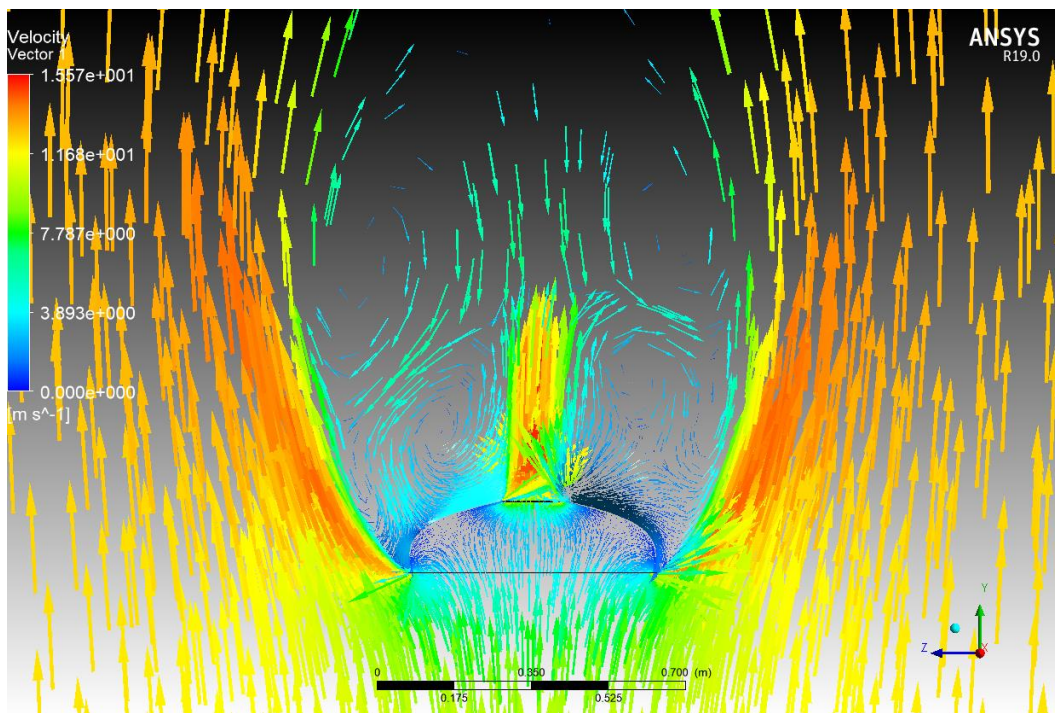


Figura 90. Vectores de flujo sobre el paracaídas de serie.

2.3.3.4.2 Elección de un nuevo paracaídas

Una vez se ha considerado como inviable el uso del paracaídas de serie, es momento de analizar otros modelos del mercado para ver cuál de ellos se adaptaría mejor a nuestras solicitudes.

Para resolver el problema habría dos soluciones:

- ❖ Utilizar dos paracaídas: un “drogue”, paracaídas de menor tamaño, que se abriría en el apogeo, y un paracaídas principal, que sería el paracaídas de serie.
- ❖ Utilizar un paracaídas principal.

En términos generales, ambas opciones merecerían la misma cantidad de estudio con respecto a su viabilidad. Sin embargo, el uso de dos paracaídas acarrearía unos problemas que no se pueden pasar por alto. De usar dos paracaídas, habría que partir el fuselaje del cohete en dos trozos para facilitar la eyección de un paracaídas por la unión ojiva-fuselaje, y el otro por el fuselaje. Lo cual conllevaría problemas tanto aerodinámicos, como de peso; ya que para hacer la unión rígida del fuselaje se necesitarían unos discos de metal que añadirían bastante peso al cohete.

Es debido a esto que se optará por estudiar solamente la opción de comprar un paracaídas principal más grande, que cumpla las solicitudes de velocidad establecidas en la ecuación 79.

Para ver cuál es la mejor opción de compra se va a utilizar el mismo método planteado en el apartado anterior; por lo que ahora se expondrá de forma más breve.

Para el cálculo de este nuevo paracaídas se utilizarán los mismos C_{ds} tipo que en el apartado anterior, así como las mismas fuerzas de flotación y el peso; solo que ahora se define una nueva área transversal para el paracaídas.

Tabla 23. Nuevas áreas.

$A_{\text{paracaídas}}$	1,3359	m^2
A_{cohete}	0,0036	m^2

Así, basando los cálculos en las ecuaciones expuestas en el apartado anterior, se obtienen los siguientes resultados para la velocidad terminal:

Tabla 24. Resultados de la velocidad terminal para el nuevo paracaídas.

Iteración	Velocidad [m/s]	Error [%]	F_d [N]	χ [m^2]
0	5,4445	/	33,07	1,8216
1	5,1381	5,96	29,42	1,8194
2	5,1413	-0,06	/	/

Como se puede apreciar, el valor obtenido para la velocidad terminal utilizando este nuevo paracaídas es $V_j = 5,14$ m/s; por lo que se puede considerar como apto para su uso.

Al igual que en el apartado anterior, se muestra de forma gráfica la variación de la fuerza de “drag” a lo largo de las iteraciones, hasta que se alcanza la convergencia. Como se puede observar, en este caso empieza con mayores variaciones, y por lo tanto tarda más tiempo en llegar a converger.

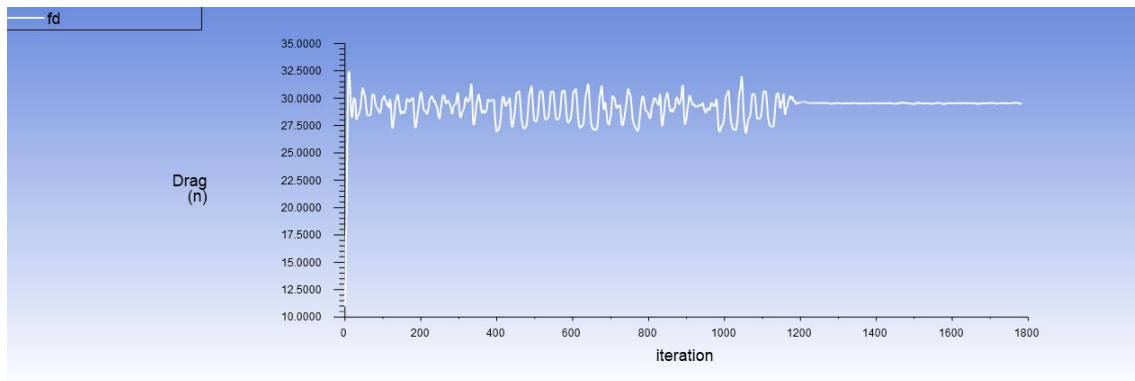


Figura 91. Convergencia de la solución para el paracaídas nuevo.

De nuevo, se muestran los perfiles de presiones y las líneas de flujo alrededor del paracaídas. Donde puede ver cómo siguen una tendencia parecida al caso anterior.

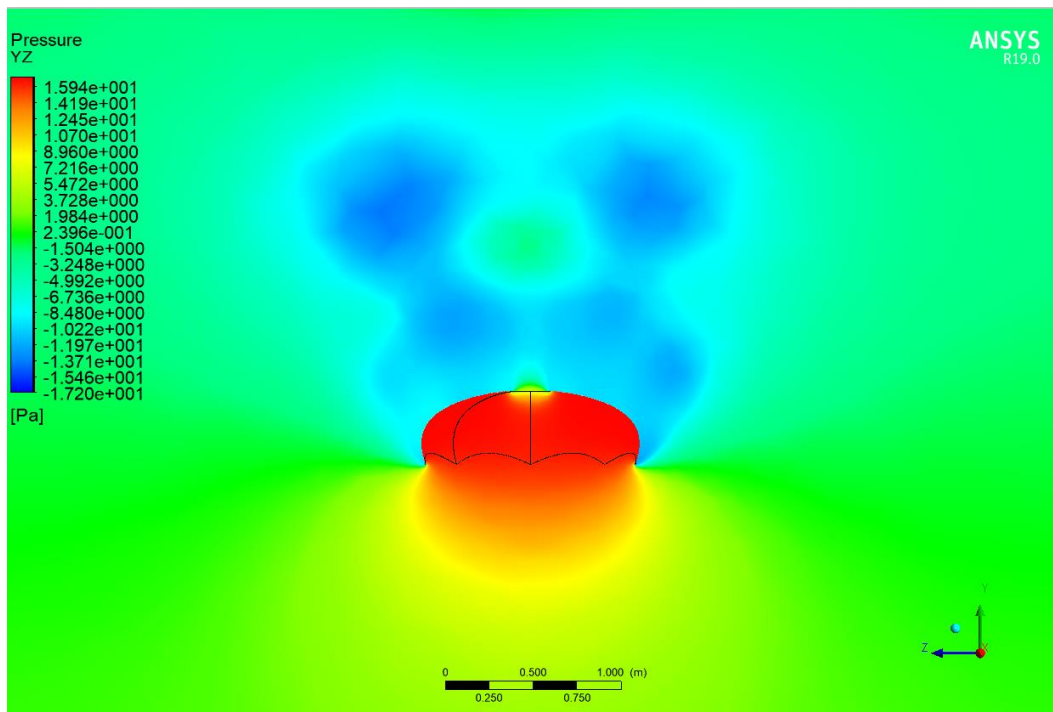


Figura 92. Contorno de presiones sobre el paracaídas nuevo.

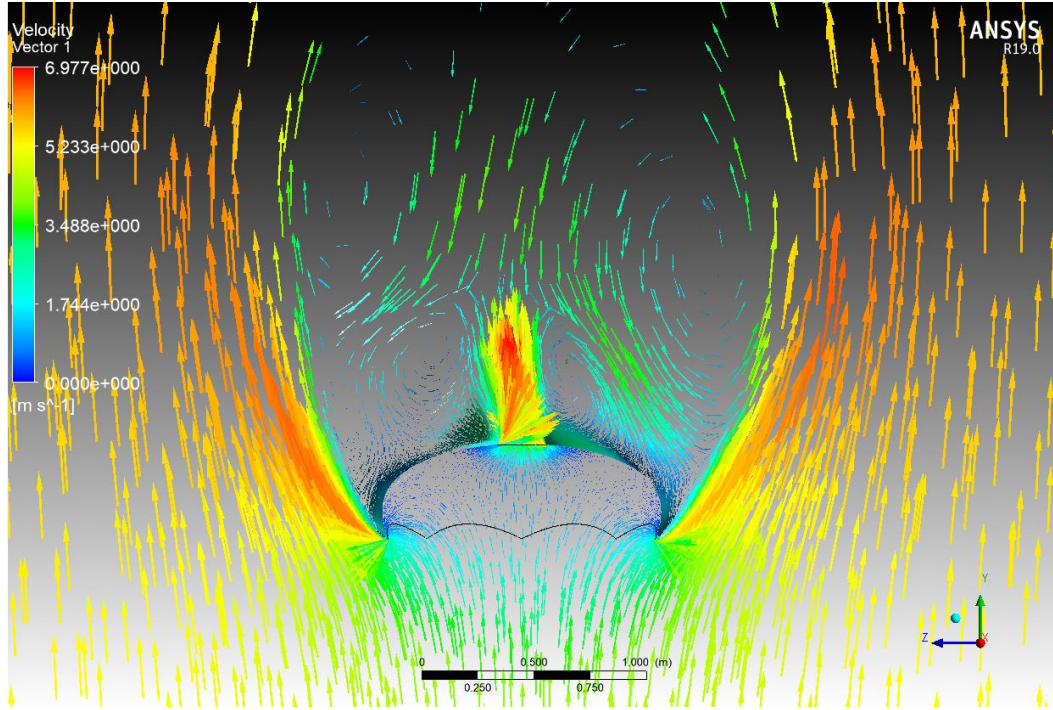


Figura 93. Vectores de flujo sobre el paracaídas nuevo.

2.3.3.4.3 Lugar de lanzamiento

Una vez se ha seleccionado un nuevo paracaídas que cumple con la condición de velocidad terminal máxima, existe la necesidad de seguir haciendo análisis de su viabilidad. Es de gran importancia conocer cómo puede comportarse el cohete en el descenso y cómo le pueden afectar las ráfagas de viento lateral. Para ello, se realiza un análisis de las condiciones meteorológicas; estableciendo el marco de velocidades de viento para las cuáles el lanzamiento sería viable, y a para cuáles no.

Hay que tener en cuenta que las simulaciones se harán con vistas a realizar el lanzamiento en Dima, que es el lugar óptimo para el lanzamiento. De forma que se expondrán los resultados límite para los cuáles se podrá realizar ahí el lanzamiento y para cuáles habría que movilizarlo a Alcolea.

Para hacer el análisis se realizarán varias simulaciones utilizando el programa Openrocket, que permite modelizar las trayectorias seguidas tanto para el ascenso como para el descenso teniendo en cuenta todas las características geométricas del cohete, así como los posibles vientos laterales que podrían afectar al vuelo. Así, lo primero hay que hacer es modelizar el cohete dentro del programa, tal y como se muestra en la figura mostrada a continuación.

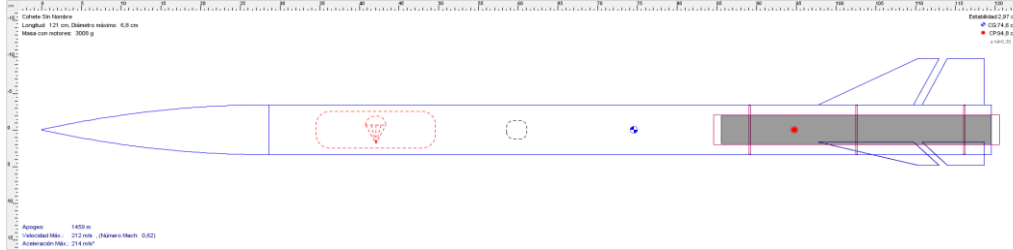


Figura 94. Modelo en Openrocket para el motor Aerotech J350-W.

Teniendo en cuenta que la masa final del cohete está aún por determinar (falta por conocer cuánta masa aportará la aviónica al conjunto), se realizará un análisis de las distancias laterales que éste puede tener durante su vuelo teniendo en cuenta distintos pesos. Sabiendo que la masa total del cohete una vez montado y listo para su lanzamiento rondará los 3 kg, se supone una desviación estándar del 20% más o menos en su peso, lo cual se traduce en un rango de 2.5, 3 y 3.5 kg.

2.3.3.4.3.1 Primer análisis

Una vez elegida la masa a estudiar, debemos elegir el rango de velocidades del viento que se tendrán en cuenta. Teniendo en cuenta el código de la NAR (National Association of Rocketry) punto 9, que establece que no se lanzarán cohetes si hay vientos a velocidades mayores que 20mph (lo cual se traduce en unos 32km/h), se tomará ese valor como cota superior del análisis preliminar; siendo la inferior la situación ideal de 0 km/h de viento. Para hacer el estudio, se hará un barrido de velocidades del viento cada 2 km/h; siempre suponiendo que el cohete es lo suficientemente pequeño como para poder modelizar este viento en ráfagas perpendiculares a su superficie en todo momento. Para los vientos seleccionados en cada simulación, se supondrá una desviación estándar del 10% con el fin de modelizar lo mejor posible estas ráfagas. Se supondrá además, un 10% de turbulencia en los vientos.

Como podemos apreciar en la tabla de resultados reducida expuesta a continuación (tabla completa: Tabla 44), dependiendo de la masa varía un poco la cantidad de viento que tomaríamos como válida. Pero siempre ronda los 5 km/h más o menos. Se podría incluso aumentar a 8 km/h en el caso de tener un cohete más pesado, que reduciría el tiempo de descenso, haciendo que la distancia lateral fuera también menor.

Tabla 25. Resultado primer análisis de vientos.

Velocidad [km/h]	Dirección [º]	Turbulencia [%]	Distancia Lateral [m]		
			2,5 kg	3 kg	3,5 kg
2	90	10	260,3	214,9	167,5
4	90	10	531	425,6	341,1
6	90	10	789,4	641,1	492,2
8	90	10	1050,9	851,7	666,7
10	90	10	1311,9	1077,2	847,2
12	90	10	1591,1	1259,3	1000,8

2.3.3.4.3.2 Segundo análisis

Ahora que conocemos la zona de velocidades en torno a las cuales se debería marcar el límite de seguridad para el lanzamiento del cohete, procedemos a realizar un mayor análisis de los vientos en esas zonas; teniendo en cuenta variaciones de 1 km/h en el viento.

Estos resultados, con una cota superior más realista en este caso, se exponen a continuación, en la tabla 26 y, gracias a estos datos, podremos predecir las velocidades de viento para las cuales el lanzamiento de Bravo deja de ser seguro y, por lo tanto, habría que posponerlo.

Tabla 26. Resultado segundo análisis de vientos.

Velocidad [km/h]	Dirección [°]	Turbulencia [%]	Distancia Lateral [m]		
			2,5 kg	3 kg	3,5 kg
1	90	10	126,8	106,3	86,5
2	90	10	260,3	214,9	167,5
3	90	10	384,7	323	253,8
4	90	10	531	425,6	341,1
5	90	10	630,3	534,1	423,6
6	90	10	789,4	641,1	492,2
7	90	10	926,8	738,9	588,5
8	90	10	1050,9	851,7	666,7

Además de los resultados numéricos de las simulaciones, y con el fin de proporcionar unos resultados más visuales, se proporcionan al final del documento, dentro de los anexos, unas gráficas que muestran las posibles trayectorias que puede seguir el cohete dependiendo de las distintas condiciones meteorológicas. En ellas se pueden apreciar los momentos de despegue, apagado del motor, apertura del paracaídas y choque final con el suelo.

En los anexos de muestra una gráfica de cómo variaría la distancia lateral con la altitud del cohete. Puede encontrarse en el apartado

Gráficas de lanzamiento.

En dicha gráfica, se puede apreciar cómo el cohete se mueve en una dirección durante el ascenso, y en la opuesta durante el descenso. Esto puede parecer erróneo a primera vista, puesto que la intuición dice que el viento empujará al cohete en la misma dirección a lo largo de todo su vuelo, tanto ascenso como descenso. Sin embargo, durante el ascenso, el viento impacta sobre las aletas del cohete, induciendo un pequeño ángulo de ataque hacia la dirección del viento. Es por esto que, pese a soplar el viento en una dirección, el cohete tiende a ascender a la contra del mismo.

Esto es de gran utilidad a la hora de seleccionar el lugar de lanzamiento del cohete, puesto que, al recorrer una cierta distancia horizontal en contra del viento, durante el descenso recorrerá una menor distancia en relación al lugar de lanzamiento, haciendo más sencilla la recuperación del cohete.

2.3.3.5 Estudio para el Aerotech H125 (motor utilizado en el lanzamiento)

En este segundo análisis se realizarán cálculos ya más precisos pues se conocen exactamente todos los componentes del cohete, cosa que en el estudio para el otro motor no ocurría.

El análisis se realizará de la misma forma en que se hizo en su momento para el motor Aerotech J350-W, solo que teniendo en cuenta la variación en el gramaje del cohete como consecuencia del cambio de motor.

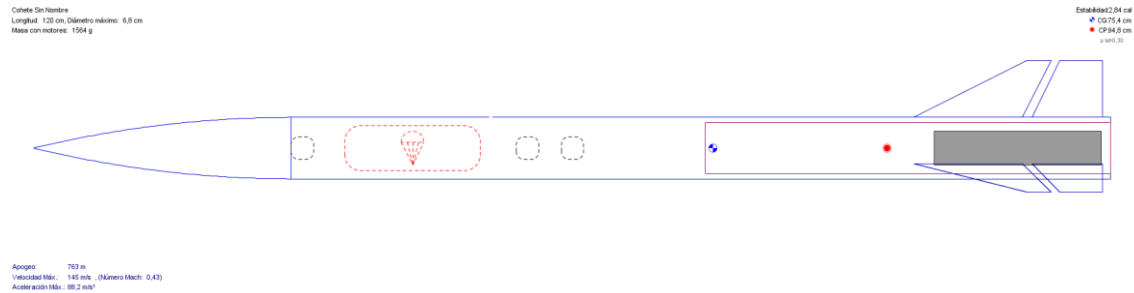


Figura 95. Modelo utilizado en Openrocket para el motor Cesaroni H125.

2.3.3.5.1 Análisis paracaídas de serie

Se comienza realizando las simulaciones de CFD relativas al paracaídas de serie de Bravo, con vistas a saber si con la bajada de peso del cohete debida al cambio de motor pararía la caída lo suficientemente bien como para no causar daños estructurales.

Como ya se ha comentado, todos los valores permanecen constantes con respecto al Análisis paracaídas de serie del otro motor, excepto los contenidos en la tabla mostrada a continuación.

Tabla 27. Nuevas fuerzas debidas a la masa.

Peso	15,3330	N
Flotación	0,0135	N

De manera análoga, se pueden obtener los resultados presentados en la siguiente tabla:

Tabla 28. Resultados de la velocidad terminal con el nuevo motor para el paracaídas de serie.

Iteración	Velocidad [m/s]	Error [%]	F_d [N]	χ [m ²]
0	8,2229	/	14,78	0,3569
1	8,3790	-1,86	15,47	0,3597
2	8,3455	0,40	/	/

Como se puede apreciar, aun con el descenso de peso del cohete, el paracaídas de serie no es capaz de frenar el cohete en la medida de lo necesario. Por lo tanto, será necesario hacer un análisis del recovery utilizando un paracaídas distinto.

Como en los casos anteriores, se muestran tanto las variaciones en la variable de control, la fuerza de “drag” (que en este caso no lleva a una convergencia perfecta, pero oscila siempre

muy cerca del valor final), como los resultados visuales de los perfiles de presiones y las líneas del flujo alrededor del sistema.

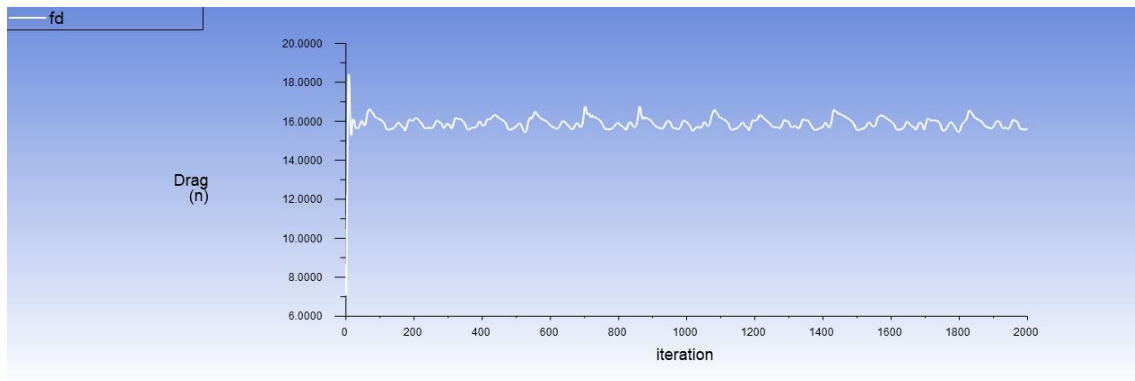


Figura 96. Convergencia de la solución para el paracaídas de serie.

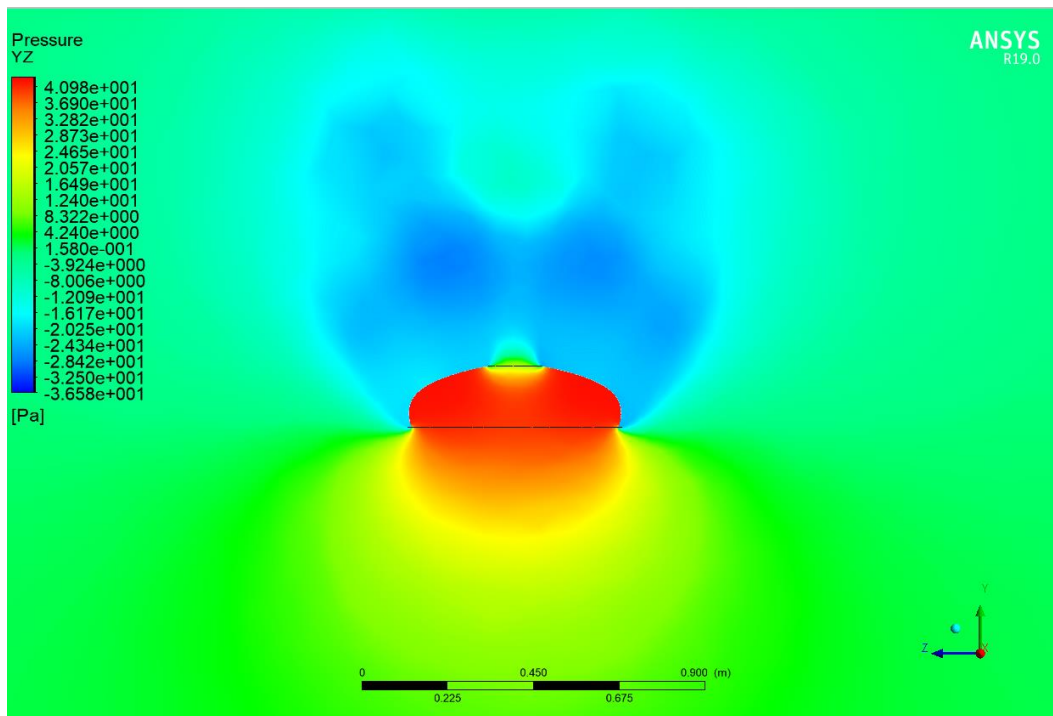


Figura 97. Contorno de presiones sobre el paracaídas de serie II.

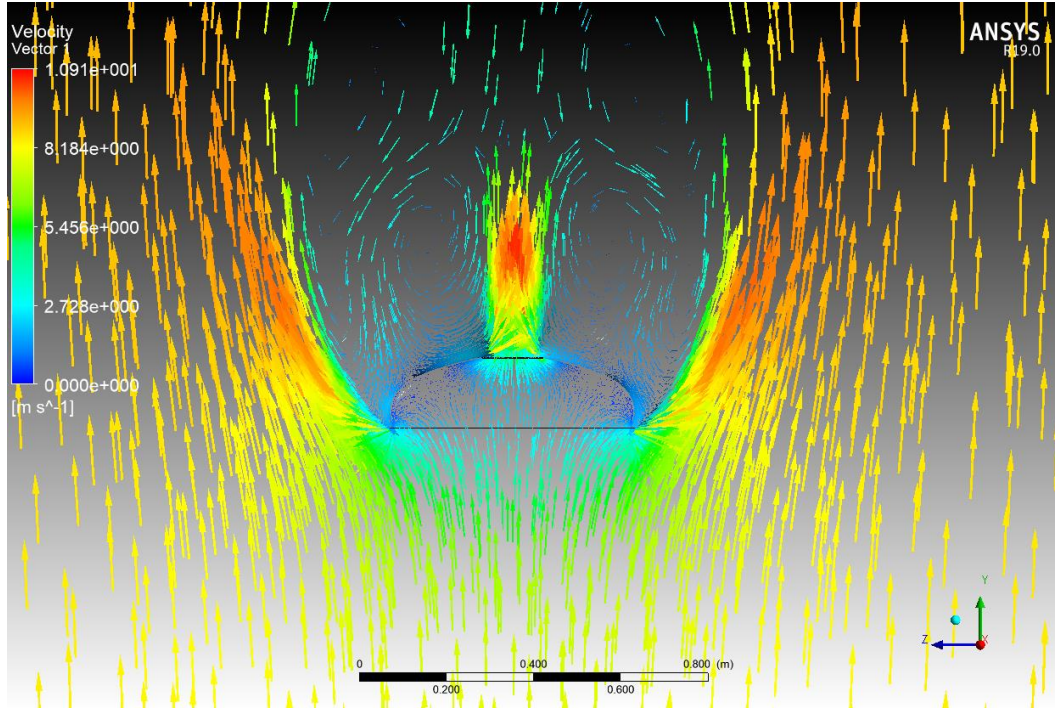


Figura 98. Vectores de flujo sobre el paracaídas de serie II.

2.3.3.5.2 *Análisis para el nuevo paracaídas*

En este caso, pese a que el paracaídas necesario tendría que ser solo un poco más grande que el de serie, se harán las pruebas con el mismo modelo elegido en el apartado 2.3.3.4.2, puesto que tras realizar dichos cálculos se compró del paracaídas seleccionado. Es evidente que si era válido para 3,5 kg de masa también lo será para el nuevo gramaje de 1,5 kg, pero se realizan los cálculos de todas formas, a fin de conocer cuál será la velocidad terminal del cohete.

Realizando las simulaciones y los cálculos pertinentes, se llega a obtener los resultados mostrados a continuación:

Tabla 29. Resultados de la velocidad terminal con el nuevo motor para el nuevo paracaídas.

Iteración	Velocidad [m/s]	Error [%]	F_d [N]	χ [m ²]
0	3,9298	/	17,53	1,8532
1	3,6770	6,88	15,30	1,8476
2	3,6826	-0,15	/	/

Como se puede apreciar, los resultados son más que satisfactorios cuando los comparamos con el límite de velocidad impuesto por la ecuación 79.

Se muestran de nuevo tanto el criterio de convergencia como los resultados de las velocidades y presiones alrededor del sistema.

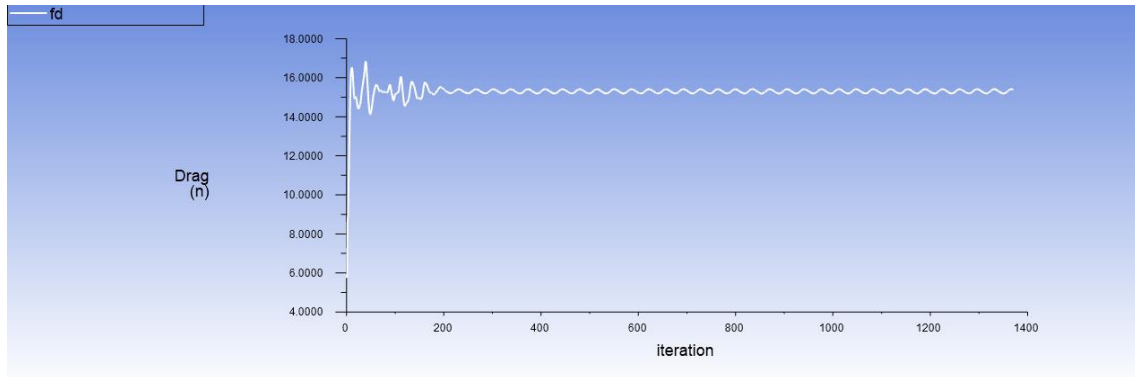


Figura 99. Convergencia de la solución para el paracaídas nuevo.

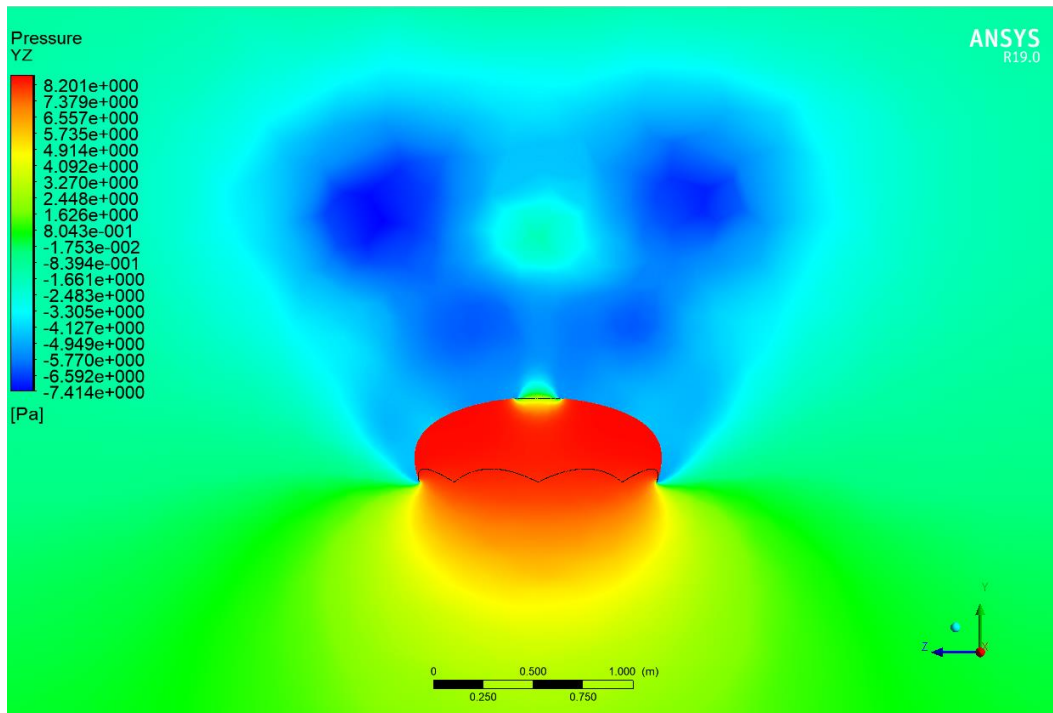


Figura 100. Contorno de presiones sobre el paracaídas nuevo II.

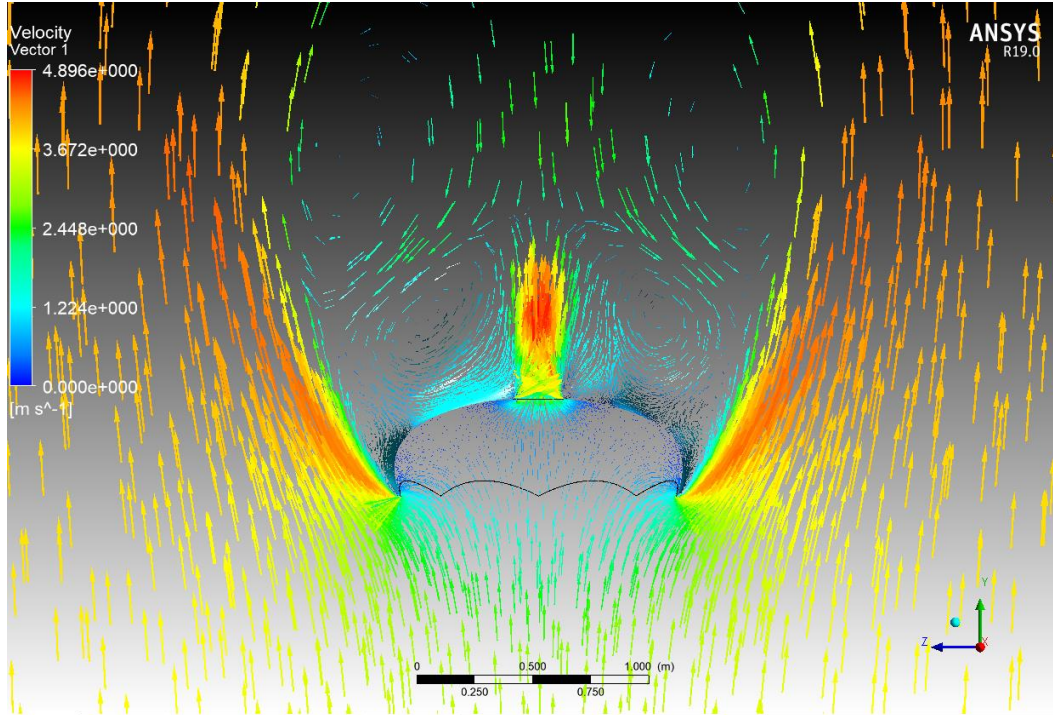


Figura 101. Vectores de flujo sobre el paracaídas nuevo II.

2.3.3.5.3 Lugar de lanzamiento

En este caso, al ser un motor menos potente que en el caso anterior, el apogeo tendrá lugar a una altura menor, con lo cual, a primera vista, el “Drift” esperado será menor que en el caso anterior. Sin embargo, el cambio de motor no solo afecta al apogeo, sino también al peso del cohete, con lo que el viento afectará en mayor medida a su traslación lateral.

Al igual que en el estudio referente al otro motor, se realiza un primer análisis barriendo vientos de 2 a 32 km/h, que se puede encontrar en los anexos. A continuación se muestra solo parte de él.

Tabla 30. Resultado primer análisis de vientos II.

Velocidad [km/h]	Dirección [°]	Turbulencia [%]	Distancia Lateral [m]
			1,5 kg
2	90	10	150,0
4	90	10	295,8
6	90	10	448,3
8	90	10	598,4
10	90	10	753,7

Como se ve, la zona límite está en torno a 6 km/h, por lo que se afina a 1km/h la variación del viento para tener una mejor idea de los lugares de caída para los distintos vientos.

Tabla 31. Resultado segundo análisis de vientos II.

Velocidad [km/h]	Dirección [°]	Turbulencia [%]	Distancia Lateral [m]
3	90	10	219,9
4	90	10	295,8
5	90	10	382,2
6	90	10	448,3
7	90	10	531,3

De aquí se puede deducir que no se podría realizar un lanzamiento en Dima para vientos superiores a la cota de 6 km/h. Sin embargo, como medida de contingencia, y como previsión ante los posibles vientos, se propone realizar un estudio inclinando el rail. De esta forma, al lanzar contra el viento, se ganarían bastantes metros de distancia lateral durante el descenso. Para tener acotados los vientos válidos para esta solución, se realizan análisis a partir de los 6 km/h máximos con ángulo 0, solo que ahora inclinando el rail 15°.

Tabla 32. Resultados inclinando el rail 15°.

Velocidad [km/h]	Dirección [°]	Turbulencia [%]	Distancia Lateral [m]
7	90	10	121,1
9	90	10	217,0
11	90	10	385,2
12	90	10	456,1
13	90	10	521,3

Así, se tiene una solución viable para el recovery del paracaídas tanto si hay vientos elevados como si no. De igual manera que en el caso anterior, se muestran unas gráficas de los resultados para las dos situaciones límite. Se pueden encontrar en los anexos en Gráficas de lanzamiento.

2.3.3.6 Comparación de los resultados

Una vez se tienen todos los resultados de las simulaciones, se procede a realizar una comparación de los mismos, tanto en términos de velocidades terminales como de coeficientes de arrastre del cohete y del paracaídas. Por último, se comentarán los resultados referentes al viento lateral.

Tabla 33. Comparación de velocidades terminales y coeficientes de arrastre.

	Serie		Nuevo	
	Aerotech	Cesaroni	Aerotech	Cesaroni
V [m/s]	12,31	8,57	5,16	3,70
C_d paracaídas [-]	1,05	1,16	1,35	1,37
C_d cohete [-]	0,99	1,01	1,01	0,99
Viento [km/h]	/	/	6,00	6,00

Tal y como se aprecia en la tabla anterior, el coeficiente de arrastre del cohete es prácticamente igual en los cuatro casos analizados; siendo algo mayor que el primer valor supuesto según la bibliografía. Esto se puede explicar teniendo en cuenta que éste era una aproximación para una maqueta de cohete en ascenso, con lo cual al colocar el cohete al revés, el coeficiente de arrastre se verá aumentado en cierta medida. Por otro lado, los resultados referentes a los paracaídas son también bastante similares, quedando el valor supuesto inicialmente justo en la mitad de los valores de los dos paracaídas. Por lo tanto, se puede asumir que era un buen valor inicial.

Por último, se ve cómo las velocidades máximas de viento para las que se podría realizar el lanzamiento en Dima son iguales en ambos casos. Sin embargo, como ya se ha comentado, en caso de utilizar un motor más potente que el Cesaroni H125, se optaría por buscar un lugar más amplio para realizar el lanzamiento; simplemente por razones de seguridad.

2.3.4 ANSYS Fluent Vs Star-CCM+

Con vistas a comparar los resultados ofrecidos por ambos programas, se realizarán una serie de simulaciones en las que se utilizará la misma malla en ambos programas. Además, las condiciones de modelización del medio físico se elegirán de la misma forma.

En primer lugar, se muestran unas imágenes de la malla utilizada para las simulaciones tanto en el programa ANSYS Fluent como en Star-CCM+.

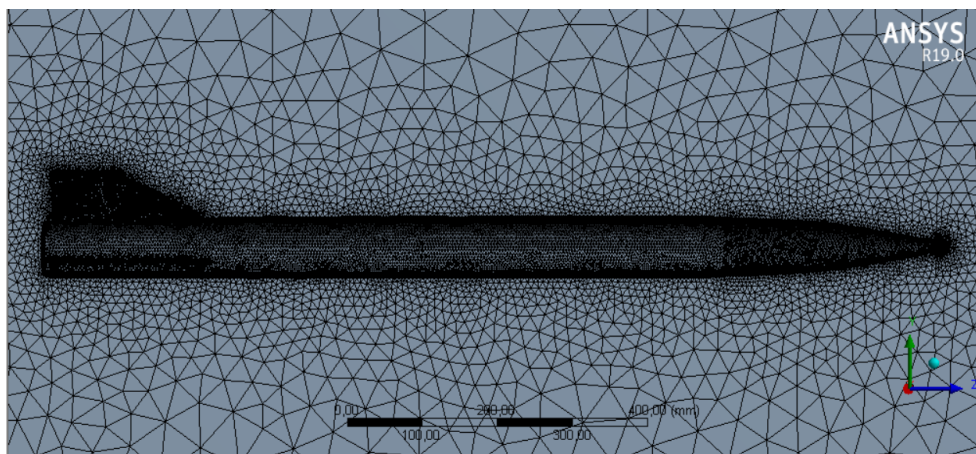


Figura 102. Malla del conjunto en ANSYS Fluent.

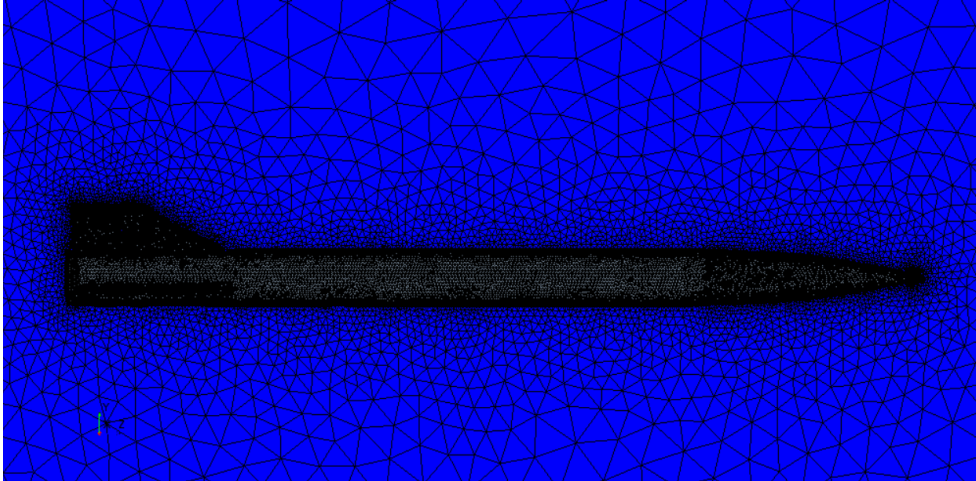


Figura 103. Malla del conjunto en Star-CCM+.

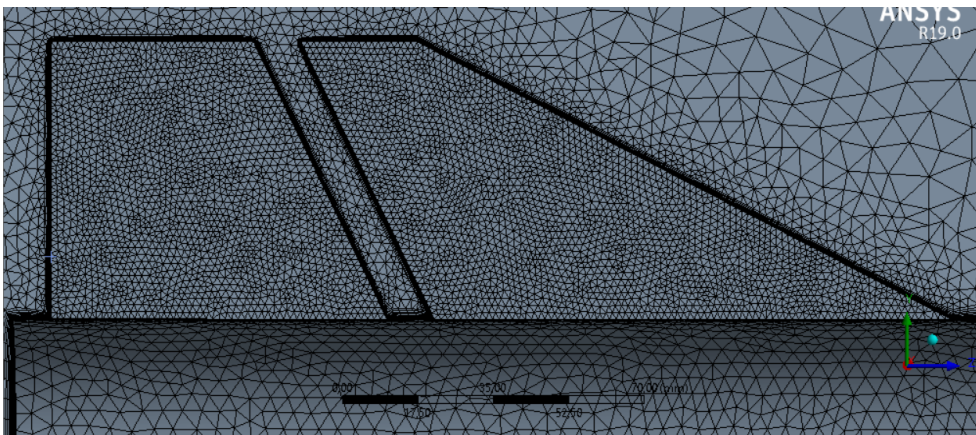


Figura 104. Malla de las aletas en ANSYS Fluent.

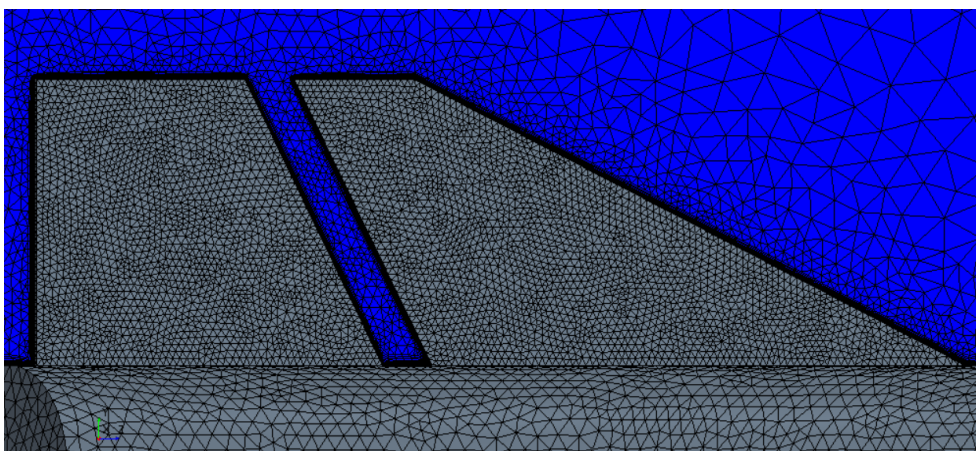


Figura 105. Malla de las aletas en Star-CCM+.

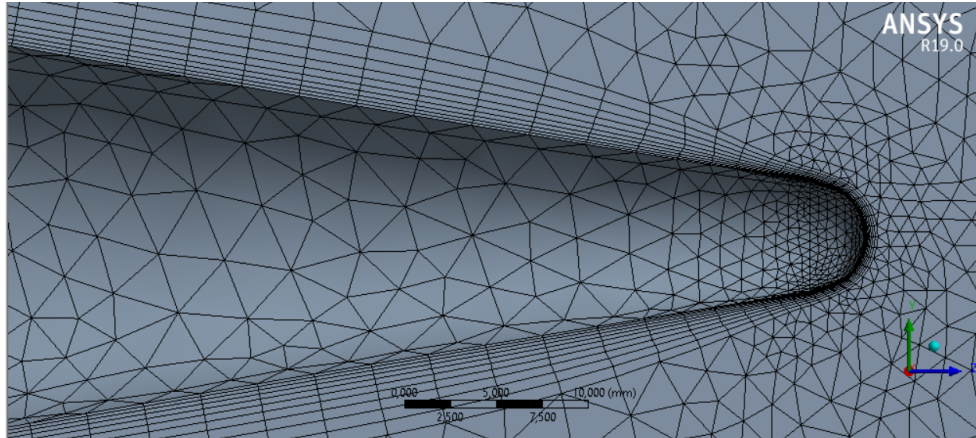


Figura 106. Malla de la ojiva en ANSYS Fluent.

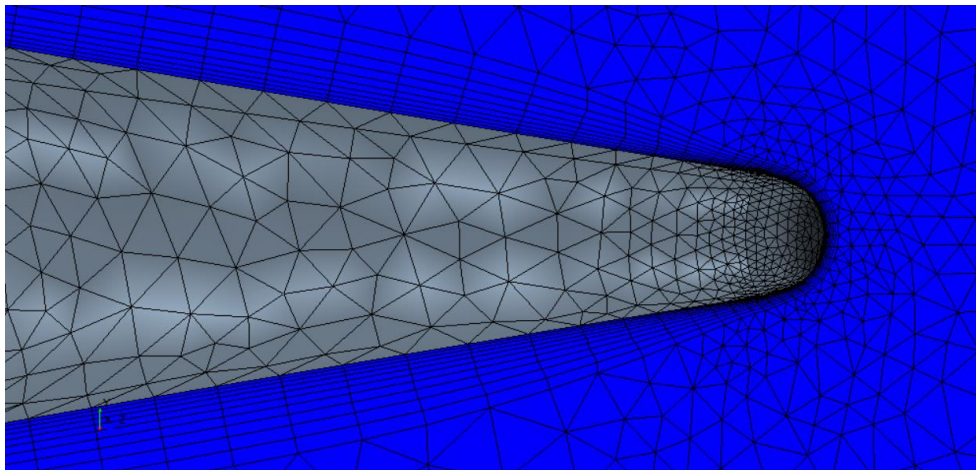


Figura 107. Malla de la ojiva en Star-CCM+.

Además, se procede a establecer las modelizaciones del medio físico para ambos programas, tal y como se muestra en las tablas siguientes.

Tabla 34. Condiciones de las simulaciones en ANSYS Fluent.

“Solver”	“Density-based”
Dependencia temporal	““steady””
Modelos	Spalart-Allmaras (1eqn), “strain/vorticity-based” “energy” ON
Materiales	Aire (densidad de gas ideal)
“cell-zone conditions”	“Fluid” (aire)
“Boundary conditions”	“Inlet”, “pressure-far-field” (0, 0, -1)
	Outlet, “pressure-outlet”
	“Walls”, “Wall” (“specified shear” (0, 0, 0))
	Cohete, “Wall” (no-slip)
“Symmetry Plane”, symmetry	
“Methods”	“Implicit”
“Controls”	“Courant Number” (5)
“Report definitions”	“Drag” (-z)
	Normal (y)
	Momento (x)
Monitors	“Residuals” (10^{-6})
“Inizialization”	“Hybrid”
“Run calculation”	Iteraciones (2000)

Tabla 35. Condiciones de las simulaciones en Star-CCM+.

“Continua”	“Physics”	“Models”	“Space”	“Three Dimensional”
			“Time”	“steady”
			“Material”	“Gas”
			“Flow”	“Coupled Flow”
			“Equation of state”	“Ideal Gas”
			“Viscous Regime”	“Turbulent”
			“Reynolds averaged turbulence”	“Spalart-Allmaras Turbulence”
	“Reference Values”	Presión atmosférica	/	
	“Initial conditions”	“Velocity”	“Variable”	
“Regions”	“Solid”	“Boundaries”	“Inlet”	“Free-stream”
			Outlet	“Pressure outlet”
			“Walls”	“Slip”
			Cohete	“No-Slip”
			“Symmetry Plane”	“Symmetry”
“Solvers”	“Coupled Implicit”	“Courant Number”	5	

Una vez se tienen los modelos físicos realizados, se pueden llevar a cabo las simulaciones en los dos programas.

Para empezar la comparación, se mostrarán las gráficas que aporta cada programa para realizar el seguimiento de la convergencia de la solución, tanto en términos de tamaño de los residuos de cálculo, como de la variable de control elegida, en este caso, la fuerza de “drag”.

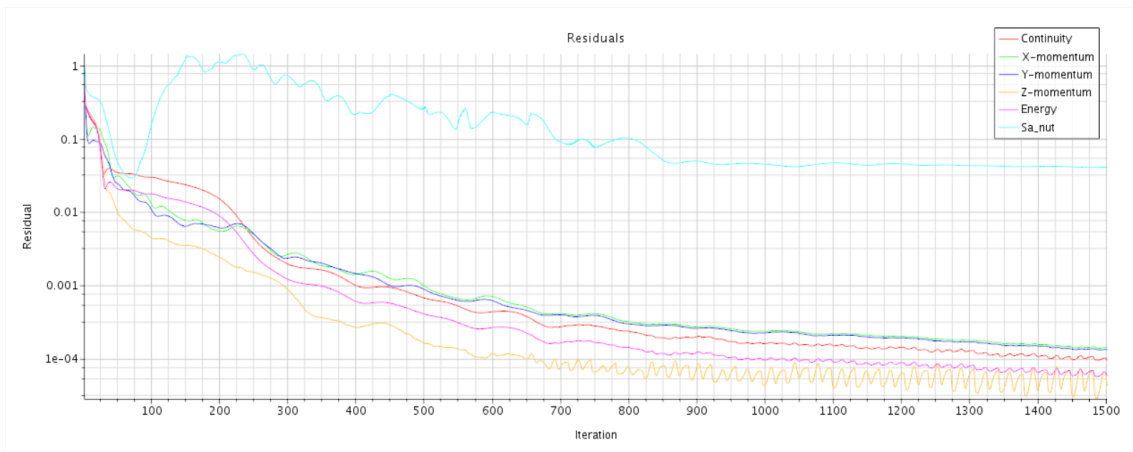


Figura 108. Evolución de los residuos en Star-CCM+ para Mach 0,8.

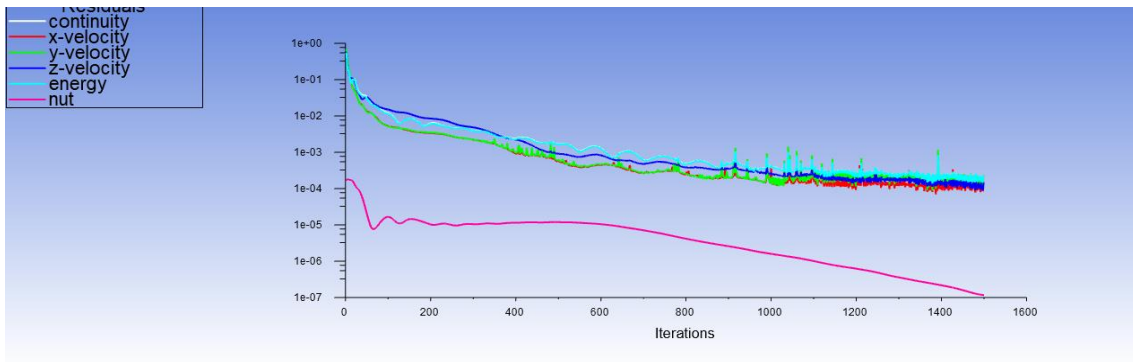


Figura 109. Evolución de los residuos en ANSYS Fluent para Mach 0,8.

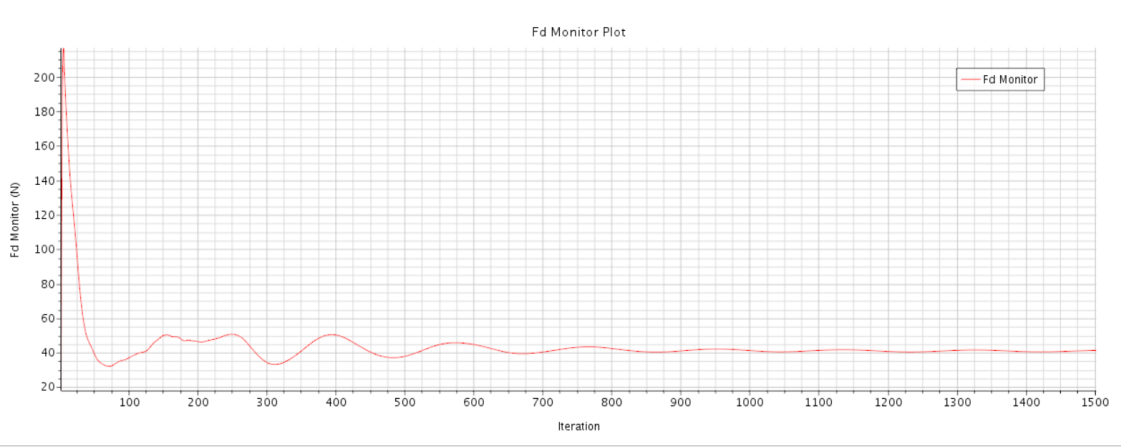


Figura 110. Evolución de la fuerza de “drag” en Star-CCM+ para Mach 0,8.

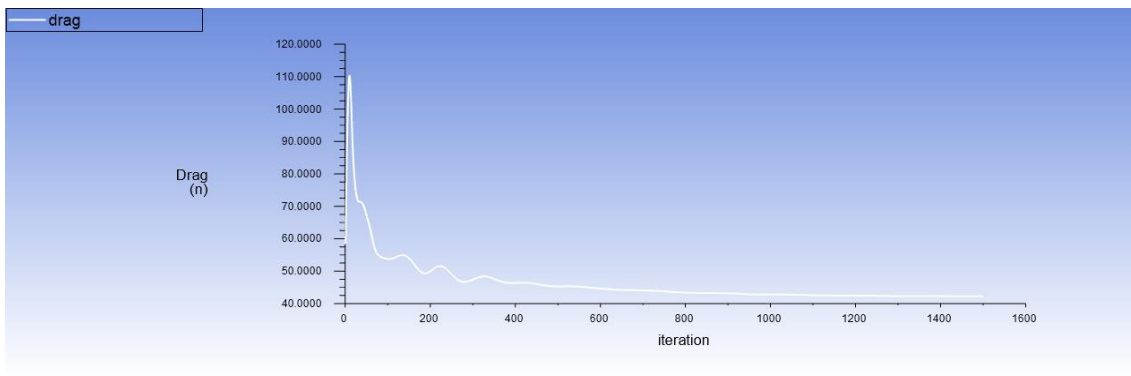


Figura 111. Evolución de la fuerza de “drag” en ANSYS Fluent para Mach 0,8.

Por último, se expondrán los resultados tanto numéricos en forma de tabla y de gráfica de forma que se puedan comparar de manera sencilla.

Tabla 36. Resultados numéricos Star-CCM+ Vs ANSYS Fluent.

Mach [-]	Star-CCM+		ANSYS Fluent		ERROR [%]
	Fd [N]	Cd [-]	Fd [N]	Cd [-]	
0,2	5,48	0,5801	5,74	0,6080	4,59
0,4	21,56	0,5706	22,08	0,5844	2,36
0,6	47,64	0,5604	49,14	0,5780	3,05
0,8	82,24	0,5441	84,48	0,5590	2,65
1	189,52	0,8025	194,64	0,8242	2,63
1,2	252,86	0,7436	256,86	0,7553	1,56

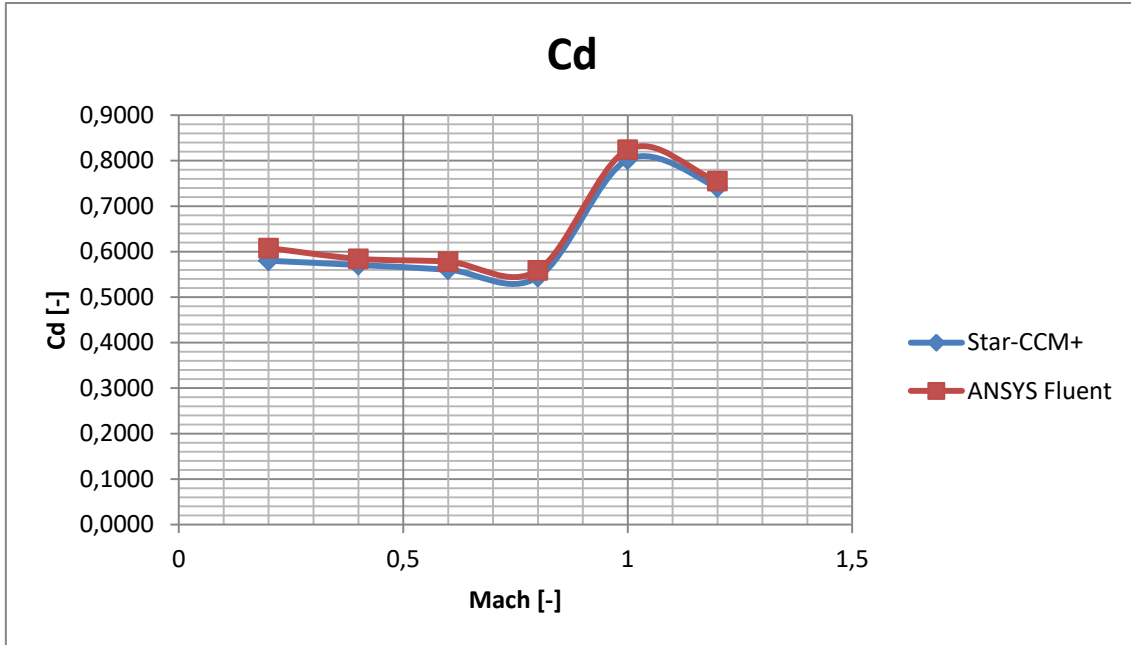


Figura 112. Resultados gráficos Star-CCM+ Vs ANSYS Fluent.

Una vez se tienen los resultados, se puede comprobar cómo son bastante parecidos entre sí, tal y como se esperaba desde un principio. Sin embargo, se nota cómo el tiempo de operación es mayor al usar Star-CCM+ que al utilizar ANSYS Fluent. Esta diferencia es debida a que Star CCM+ utiliza las reglas de Simpson para resolver las ecuaciones, lo cual se traduce en un mayor coste computacional, pero también lleva consigo mejores resultados. ANSYS Fluent, por otro lado, basa sus cálculos en métodos iterativos de carácter estadístico, como puede ser el método de Newton-Raphson; por lo que los tiempos de cálculo son generalmente menores, requiriéndose un menor coste computacional.

2.3.5 CFD Vs Openrocket

Una vez se ha visto cómo se calculan los coeficientes y fuerzas de arrastre en ambos casos, llega el momento de poner a prueba en qué medida se parecen los resultados obtenidos mediante ambos métodos.

Para ello, se tomarán los valores para los C_d y las F_d obtenidos mediante las simulaciones con ANSYS Fluent realizados en el apartado 2.3.2.4.1 Caracterización del C_d , para el rango de velocidades en las que se movió Bravo durante su vuelo, es decir desde Mach 0,1 hasta Mach 0,4.

De igual manera, a partir de una simulación en Openrocket, se obtendrán los coeficientes de arrastre que el programa calcula para las mismas velocidades que se acaban de mencionar; así como los valores de las fuerzas de arrastre.

En primer lugar, se mostrarán los resultados numéricos, que irán seguidos de unas gráficas en las que se podrán observar las tendencias de manera más sencilla.

Tabla 37. Resultados de la comparación entre simulaciones de CFD y Openrocket.

Mach [-]	CFD		OPENROCKET		ERROR [%]	
	Fd [N]	Cd [-]	Fd [N]	Cd [-]	Fd [N]	Cd [-]
0,1	1,51	0,6392	1,49	0,5675	1,62	11,2153
0,2	5,74	0,6080	5,89	0,5712	-2,47	6,0564
0,3	12,56	0,5911	13,30	0,5775	-5,87	2,2934
0,4	22,08	0,5844	23,85	0,5875	-8,02	-0,5349

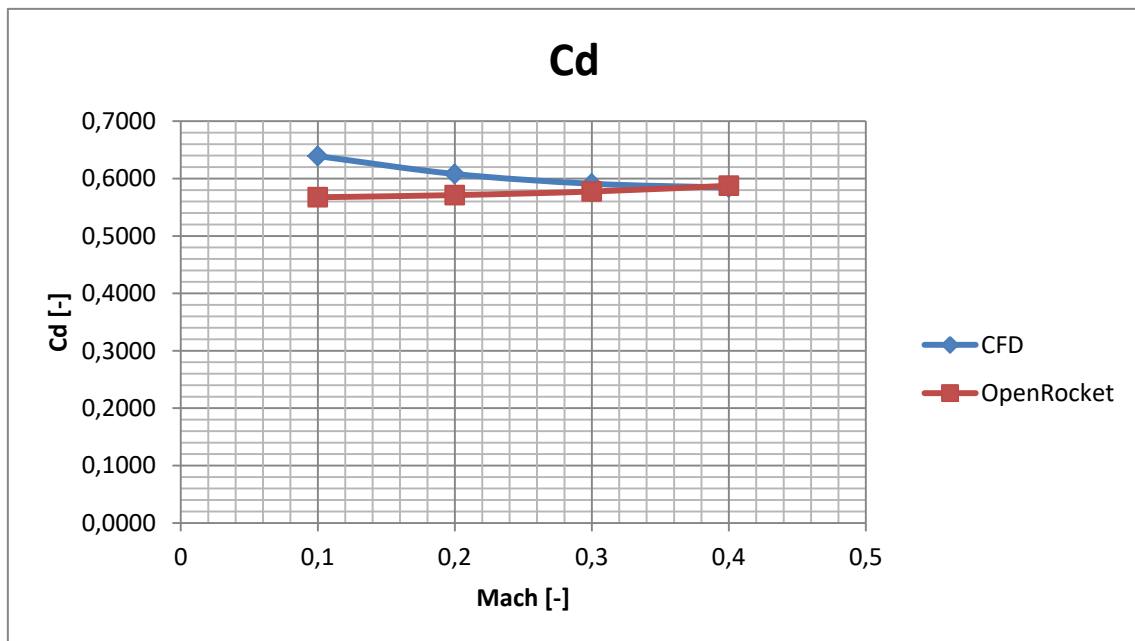


Figura 113. Representación gráfica del C_d para las simulaciones de CFD y Openrocket.

De esta primera gráfica se aprecia cómo los dos sistemas de cálculo utilizan aproximaciones diferentes para calcular los coeficientes de arrastre. Openrocket sigue la línea teórica de que el C_d subsónico debe ir en aumento, mientras que las simulaciones de CFD muestran una tendencia contraria. Esto puede ser debido a que a velocidades muy pequeñas, se produzca una separación del flujo, traduciéndose en coeficientes mayores, y que, al ir aumentando la velocidad, el flujo se vuelva a pegar. Sin embargo, pese a estas diferencias en los coeficientes, se obtienen unos resultados muy parecidos para las fuerzas de arrastre.

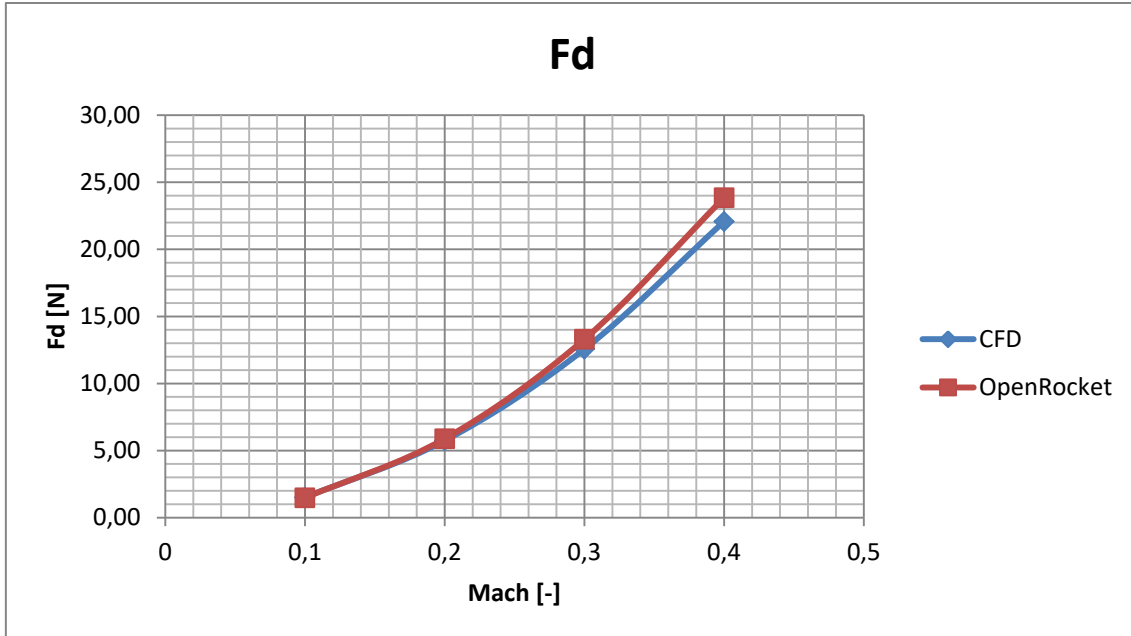


Figura 114. Representación gráfica de la F_d para las simulaciones de CFD y Openrocket.

Como se puede observar, pese a no tener en cuenta las mismas asunciones para el cálculo de los coeficientes de “drag”, se obtienen las mismas fuerzas. Esto es debido a que, si bien se realizan ciertas asunciones distintas para el cálculo de los coeficientes y las fuerzas, como puede ser el despegue de la capa límite o el uso de la densidad como variable por Openrocket; en conjunto, se modeliza de manera correcta el flujo en los dos casos.

2.3.6 Lanzamiento

El pasado sábado 8 de Junio de 2019 se lanzó el cohete Bravo en un evento de BiSKY Team en el antiguo aeródromo de Dima. Sin embargo, debido a una serie de imprecisiones tanto en los días previos como en el propio día del lanzamiento, no salió como en un principio se había previsto.

A continuación se explicará lo ocurrido el día del lanzamiento y se expondrán los datos experimentales que se obtuvieron.

2.3.6.1 Análisis forense

El cohete despegó de manera correcta y realizó un ascenso más que satisfactorio pero, por desgracia, una vez llegado al apogeo, el paracaídas no se desplegó, haciendo que Bravo volara en caída libre hasta un bosque cercano al lugar de lanzamiento. Pese a la enorme velocidad a la que cayó (expuesta en el siguiente apartado), parece que los árboles frenaron en cierta medida la caída y gracias a un pastor que estaba por la zona, se pudo recuperar el cohete. Éste presentaba daños catastróficos, como la falta de 4 de las 6 aletas y una fractura en la zona inferior del fuselaje. Pero, pese a todo, la bahía de aviónica no sufrió daños en la caída.



Figura 115. Bravo después de la caída.

En un primer instante, se pensó que no había explotado la carga que despegaba la ojiva del fuselaje una vez alcanzado el apogeo. Sin embargo, los datos de las presiones tomados por la aviónica registran un pico de presiones justo en el momento del apogeo, tal y como se observa en la figura 117 (mostrada en el siguiente apartado). Lo cual confirma que se produjo la separación de la ojiva.

En una segunda instancia, al recuperar el cohete, se observó que la ojiva estaba separada del shock cord, debido a que la pestaña en la que estaba atado se había roto. Sin embargo, poco después se desechó la idea, puesto que la rotura era hacia fuera, cosa que no habría ocurrido en caso de haberse roto en la ignición de la carga. Además, con vistas a corroborar esa deducción, se realizó una prueba de carga en los días posteriores, sometiendo a la pestaña sana a fuerzas de la misma magnitud que provocó la carga real en el apogeo. Tras realizarlos, se vio cómo la pestaña no se rompía.

Una vez se exculpó a la carga de la rotura de la pestaña de unión de la ojiva, se dedujo que debido a la altísima velocidad con la que cayó y, teniendo en cuenta que iba colgando del resto del fuselaje, se dedujo que esta rotura se provocó por un tirón del shock cord cuando se produjo el impacto con los árboles. Cosa que coincide con una muesca presente en lo alto del fuselaje de Bravo, que probablemente se generó en el momento del tirón en el choque contra los árboles.



Figura 116. Detalle de la pestaña rota de la ojiva.

Por último y como versión oficial del fallo, se piensa que, pese a que la carga que separó la ojiva funcionó perfectamente, tal vez no se habían tenido en cuenta las fuerzas en contra de la ojiva debidas a los vientos. Y, debido a ello, la fuerza generada no fue la suficiente como para provocar el tirón suficiente para sacar el paracaídas entero. Por otro lado, no se descarta que la longitud del shock cord fuera algo más larga de lo debido, y que ese factor también contribuyera a que el paracaídas no saliera del todo del fuselaje.

Así, la conclusión principal que se saca de esta experiencia, y que se aplicará a futuros proyectos es que hay que realizar muchas pruebas para el despliegue del paracaídas antes del día de lanzamiento. De tal forma que haya una seguridad total en el sistema y en que la apertura será satisfactoria.

2.3.6.2 Resultados experimentales

Debido a los problemas mencionados en el apartado anterior, no se pudieron recopilar datos que verifiquen los cálculos realizados en un principio para el descenso. A esto hay que sumarle que, debido a un error durante el montaje de la aviónica momentos antes del lanzamiento, se detonó el ignitor de la carga mediante la cual debía soltarse la ojiva en el apogeo. Esto provocó que la IMU (Unidad de Medición Inercial) de la aviónica de Bravo, capaz de medir velocidad, orientación y fuerzas gravitacionales, dejara de funcionar correctamente.

Si juntamos todo esto, parece imposible que se pudiera obtener algún dato útil del vuelo. Sin embargo, el equipo de Aviónica consiguió extraer algunos datos durante el vuelo a través un barómetro y, mediante algunos cálculos y derivaciones, obtener resultados referentes a la altura, velocidad vertical y aceleración.

2.3.6.2.1 Trayectoria

En este apartado se muestran los datos recopilados de las presiones durante el vuelo, en verde en la gráfica siguiente. Como se puede apreciar, los datos referentes al ascenso son bastante precisos, mientras que después del apogeo, cuando no se produjo el despliegue del paracaídas y hasta que chocó contra el suelo, a unos 50 metros por debajo del nivel de lanzamiento, se

nota más ruido. Esto es debido a que durante el descenso la ojiva iba traqueteando contra el fuselaje a unas velocidades bastante altas, lo cual causó que los datos recopilados fueran menos precisos de lo esperado. Pese a ello, como se observa en la siguiente gráfica, los datos son relativamente precisos.

Aun así es conveniente comentar que los datos de las alturas se han obtenido convirtiendo datos de presiones a partir de tablas estandarizadas con las propiedades del aire a diferentes alturas e interpolando entre esos datos. Debido a esto, los resultados no serán del todo precisos.

De estos datos se extrae que el apogeo de Bravo fue a una altura de 780,33 m.

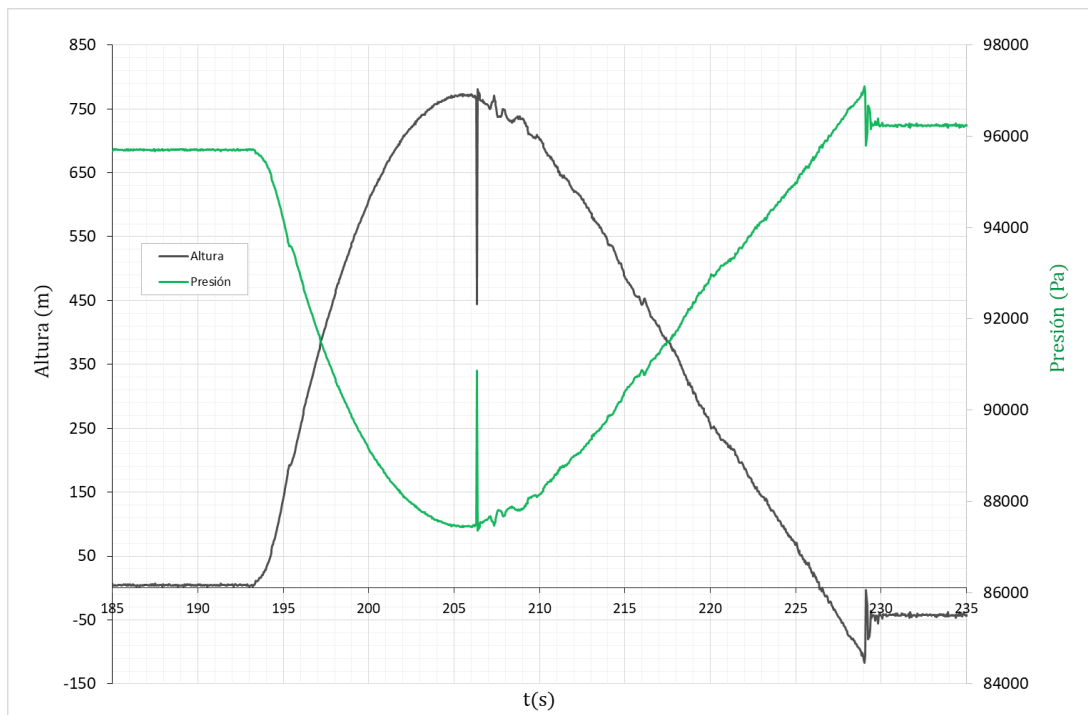


Figura 117. Datos experimentales de presiones y altura.

Utilizando el programa Openrocket y en la opción del paracaídas poniendo que éste tiene un C_d nulo, se puede obtener un gráfico aproximado del vuelo real de Bravo; tal y como se puede apreciar en la siguiente imagen.

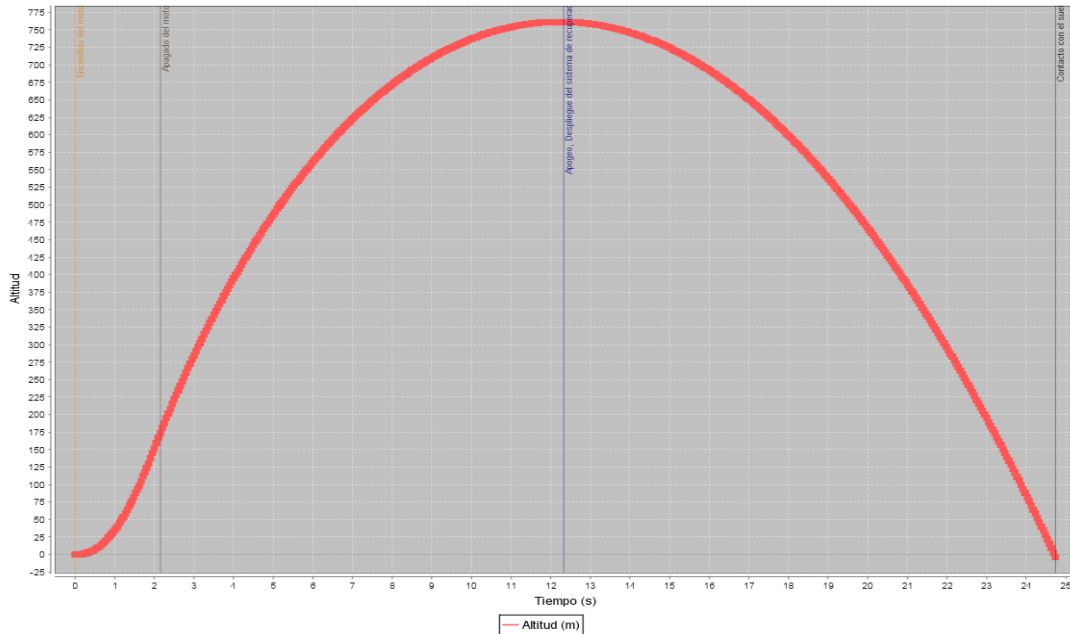


Figura 118. Simulación con Openrocket de la altura.

En este caso, el programa calcula un apogeo de 763 m, con lo que se aproxima bastante a los resultados experimentales obtenidos, existiendo un error de tan solo el 2%. Gracias a esta comparación y asumiendo el valor otorgado por Openrocket como válido, se puede decir que los datos experimentales que a priori parecían no demasiado fiables, se aproximan bastante a la realidad. Así, la asunción realizada al hacer la transformación necesaria para obtener los desplazamientos quedaría validada.

2.3.6.2.2 Velocidad y aceleración vertical

Sabiendo que la velocidad es la derivada de la posición con respecto del tiempo, el equipo de aviónica fue capaz de obtener unos datos aproximados de las velocidades de Bravo durante todo su vuelo.

Es evidente que, al tomar datos con un cierto ruido, los resultados son algo imprecisos. Lo cual se multiplica al derivar entre dos valores que tienen algo de error. Debido a esto, y como se observa en la siguiente gráfica, los resultados de las velocidades tienen más ruido que los de la trayectoria.

El pico que se observa en la gráfica se corresponde con el momento en el que el motor deja de quemar combustible; seguido de un periodo de descenso de la velocidad por la acción de las fuerzas de gravitación y de “drag” actuando sobre el cuerpo, hasta el momento del apogeo, en el que la velocidad es 0. Después de eso, viene la tercera fase del vuelo, el descenso, en el que se experimentan velocidades negativas. Esta es la zona en la que el ruido se convierte en más patente, debido a las imprecisiones de las medidas.

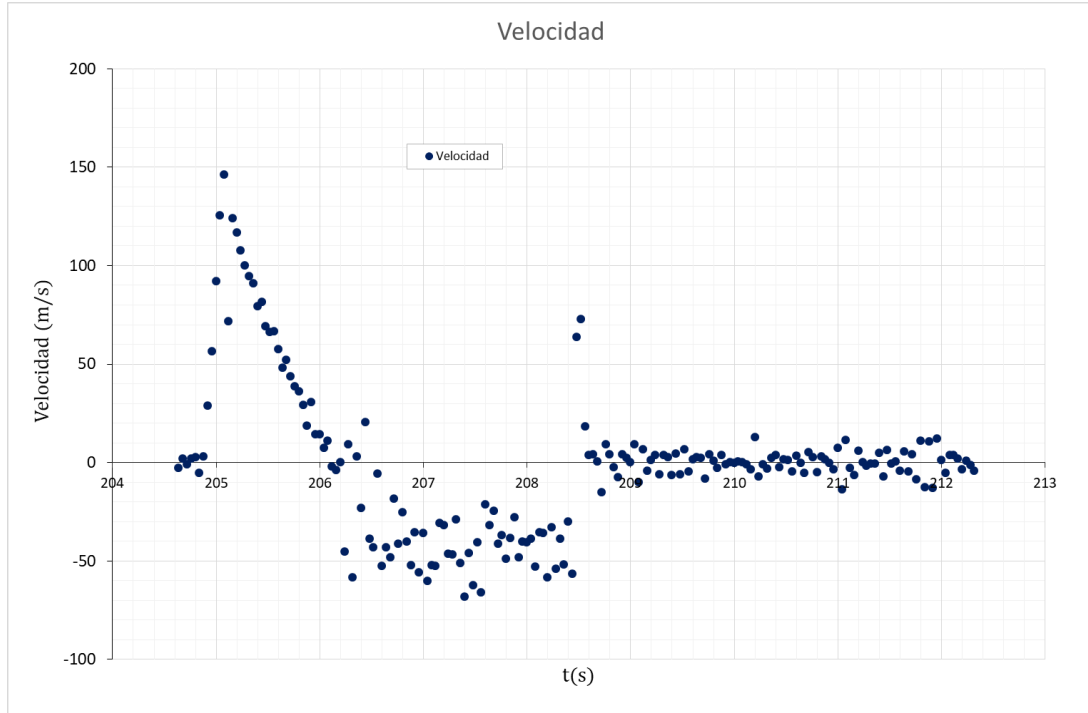


Figura 119. . Datos experimentales de la velocidad vertical.

En una primera instancia, se pretendía realizar una comparación entre los datos experimentales y los obtenidos mediante las simulaciones de CFD y también comprobar hasta qué punto es preciso el programa de Openrocket.

La idea principal era validar los cálculos de velocidad terminal obtenidos con el paracaídas nuevo, pero debido a que no se produjo el despliegue del paracaídas, esto es imposible. Después del lanzamiento, se pensó adaptar este análisis de tal forma que se obtuviera la velocidad terminal del cohete en caída libre y se comparase con los resultados experimentales. Pero esto mostraba dos grandes problemas. El primero referente a cómo modelizar ese sistema mediante una simulación de CFD, puesto que el cohete descendió en dos partes unidas entre sí, que iban traqueteando la una contra la otra. Por otro lado, al recibir los resultados de las velocidades del descenso, se vio cómo el error debido a la imprecisión de los datos y a la derivación proporcionaban una nube de puntos de la cual no se podía extraer conclusión alguna; tal y como se muestra en la siguiente gráfica.

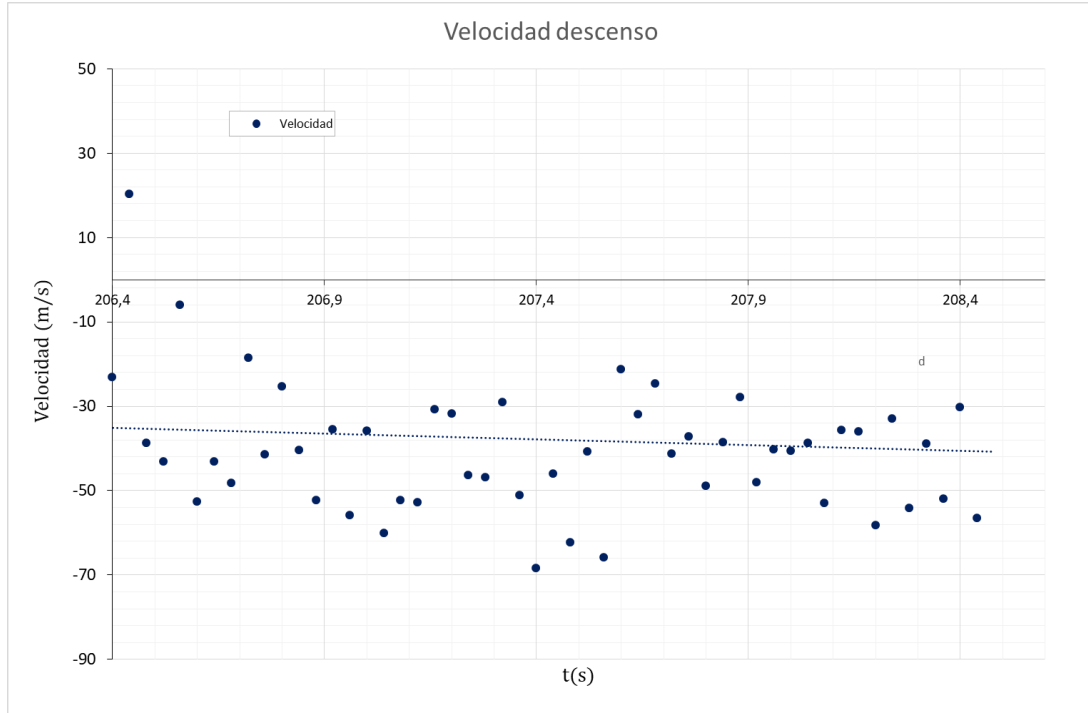


Figura 120. Datos experimentales de la velocidad vertical en el descenso.

Una vez se vio que este análisis era inviable, se pensó en realizar un análisis dinámico del sistema durante el ascenso, donde los resultados iniciales eran de mayor calidad. Para ello se propuso obtener el patrón de aceleraciones durante el ascenso de tres maneras distintas. Por un lado, mediante los datos experimentales, por otro mediante simulaciones en Openrocket, y por otro mediante simulaciones de CFD. Este último requería del cálculo de la fuerza de “drag” para ciertos instantes de tiempo, de tal forma que se pudiera despejar la aceleración instantánea del balance de fuerzas.

$$T - W - F_d = ma \quad (88)$$

Sin embargo, al estudiar los datos experimentales se vio cómo los valores de las aceleraciones eran desproporcionados con lo esperado en la realidad. Esto es debido a que al derivar dos veces una muestra con un cierto error, el resultado tiene cuatro veces ese error. Haciendo una simulación con Openrocket se ve como la aceleración máxima del cohete es de unos 140 m/s², mientras que al observar las gráficas mostradas a continuación, se ve cómo las aceleraciones son del orden de al menos cuatro veces ese valor.

Debido a esto, se considera que no merece la pena realizar la comparación de los perfiles de aceleraciones, puesto que no se obtendría una relación coherente entre los resultados.

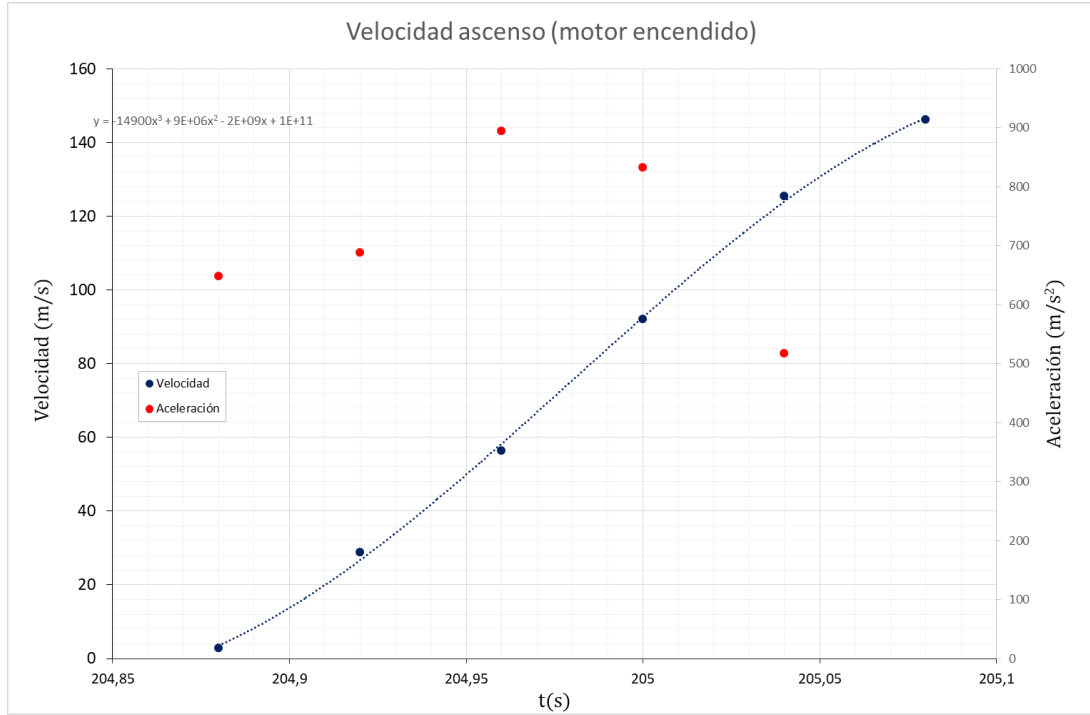


Figura 121. Datos experimentales de la velocidad vertical y aceleración en el ascenso con el motor encendido.

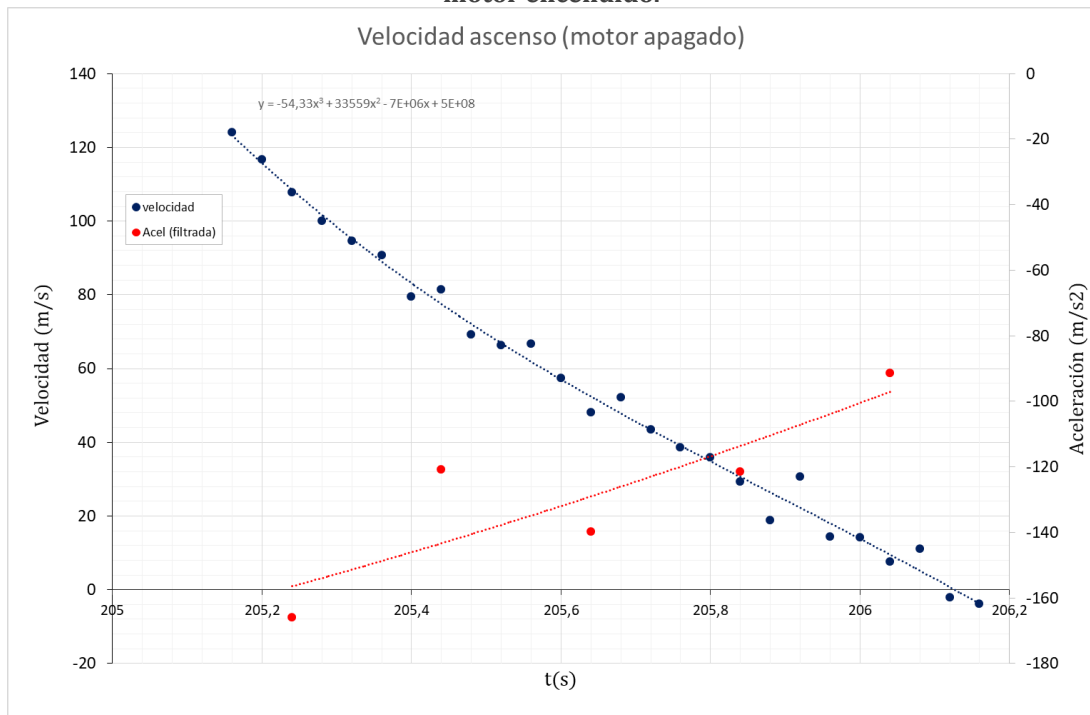


Figura 122. Datos experimentales de la velocidad vertical y aceleración en el ascenso con el motor apagado.

3 ASPECTOS ECONÓMICOS

3.1 Descripción del presupuesto

Se realiza un estudio de los gastos totales que habrá que desembolsar a la hora de realizar este proyecto. Para llevar a cabo los cálculos, se tendrá en cuenta el coste unitario de cada tarea o elemento, así como el número de unidades utilizadas de cada uno.

Dentro de los costes directos nos encontramos los siguientes subapartados:

1. Amortizaciones

Sobre las licencias utilizadas para realizar los cálculos así como sobre los ordenadores utilizados.
2. Gastos

Hace referencia a la compra de todos los elementos que conforman tanto el cohete como el launch rail, desde el propio cohete y el paracaídas hasta los componentes electrónicos que formarán la aviónica.
3. Subcontratas

En este apartado se tienen en cuenta los costes de mecanizado que tiene el launch rail, si bien se ha conseguido a coste 0 para el equipo por medio de un sponsor, es un gasto necesario para llevar a cabo el proyecto.

Obteniéndose así un coste total del proyecto de 7.324,17€.

Si se tienen en cuenta los costes indirectos (7%), los posibles imprevistos (10%) y los costes financieros (4%), se puede obtener el coste total del proyecto como 8.965,37€.

A continuación, se muestra el presupuesto del proyecto en forma de tabla, así como el desglose de las amortizaciones.

Tabla 38. Tabla de amortizaciones.

Concepto	Precio de compra	Vida útil [h]	Coste unitario
Ordenador	1.300,00 €	10000	0,13 €
Licencia Star-CCM+	250,00 €	1000	0,25 €
Licencia ANSYS	10.000,00 €	1000	10,00 €

Tabla 39. Presupuesto completo.

Concepto	Unidades	Cantidad	Precio Unidad	Total
HORAS INTERNAS				3.050,00 €
Doctor en ingeniería	h	20	40,00 €	800,00 €
Ingeniero Jr	h	150	15,00 €	2.250,00 €
AMORTIZACIONES				2.302,00 €
Ordenador	h	400	0,13 €	52,00 €
Licencia Star-CCM+	h	1000	0,25 €	250,00 €
Licencia ANSYS	h	200	10,00 €	2.000,00 €
GASTOS				1.772,17 €
"Recovery"				85,17 €
Paracaídas		1	58,93 €	58,93 €
"Shockcord"		1	26,24 €	26,24 €
Aerodinámica				150,00 €
Motor combustible sólido		1	150,00 €	150,00 €
Estructura Interna y fuselaje				447,00 €
Bahía de aviónica		1	100,00 €	100,00 €
Retén motor		1	20,00 €	20,00 €
Retén pistón		1	20,00 €	20,00 €
Vinilo con logos		1	50,00 €	50,00 €
Cinta americana		1	38,00 €	38,00 €
Sistema de ignición		2	30,00 €	60,00 €
Batería ignición y cargador		1	59,00 €	59,00 €
Ignitores electro-químicos		20	5,00 €	100,00 €
Electrónica				880,00 €
Placas Aviónica		1	800,00 €	800,00 €
Sistema de ignición		1	80,00 €	80,00 €
Launch Rail Bravo				210,00 €
Perfiles de Acero		4	12,50 €	50,00 €
Tornillos		25	0,68 €	17,00 €
Tuercas		16	0,31 €	5,00 €
Arandelas		20	0,35 €	7,00 €
Rail 1010 Normalizado		1	90,00 €	90,00 €
Piezas de unión Rail-Cohete		3	6,00 €	18,00 €
Epoxy		1	15,00 €	15,00 €

Barra Roscada		1	8,00 €	8,00 €
Ensamblaje de "Launch Rail"		/	/	/
SUBCONTRATA				200,00 €
Mecanizado del "Launch Rail"	h	10	20,00 €	200,00 €
COSTES DIRECTOS				7.324,17 €
Costes indirectos	7%			512,69 €
SUBTOTAL 1				7.836,86 €
Imprevistos	10%			783,69 €
SUBTOTAL 2				8.620,55 €
Costes financieros	4%			344,82 €
TOTAL				8.965,37 €

4 CONCLUSIONES

Si bien se han ido comentando los resultados a medida que se exponían, se realizará un resumen de todas las conclusiones que se pueden sacar de este trabajo de fin de grado. De esta forma además, se tendrán todas ellas juntas en un mismo lugar, en vez de dispersas por todo el documento.

- ❖ El modelo físico que realizan los programas de CFD es correcto y preciso, pues los resultados siguen todos los patrones esperados según el estudio teórico.
- ❖ La estabilidad estática del cohete durante el ascenso queda garantizada para todo el trayecto. Y en caso de que se produjera una desestabilización durante el ascenso, ésta sería debida a un momento sobre estabilizador generado por las fuerzas normales.
- ❖ La aparición de ondas de choque queda confirmada mediante las simulaciones para las regiones de velocidades en las que deberían aparecer. Además, quedan definidas de forma precisa las zonas del cohete donde aparecerán. Siendo esto de gran ayuda a la hora de colocar el barómetro en futuros lanzamientos.
- ❖ El paracaídas de serie no cumple las especificaciones requeridas para garantizar la recuperación intacta de la geometría del cohete y la aviónica. Por lo tanto, es necesario comprar un nuevo paracaídas que sí cumpla con estos requisitos. Si bien el paracaídas necesario para el lanzamiento con el motor Cesaroni H125 no necesitaba ser tan grande como el que se compró, este paracaídas será utilizable para futuros lanzamientos.
- ❖ Si bien Dima es una opción cercana para realizar los lanzamientos, no tiene las dimensiones necesarias para realizar un lanzamiento mayor que el que tuvo lugar el 8 de Junio. Por lo tanto, pese a los estudios realizados, en caso de utilizar motores de mayor impulso, sería conveniente que se realizara el lanzamiento en un lugar más amplio.
- ❖ Al comparar los resultados obtenidos mediante simulaciones en Star-CCM+ y ANSYS Fluent, se comprueba el grado de similitud entre ellos. Tal y como era de esperar, para una misma malla se obtienen resultados muy parecidos al usar ambos programas. Si bien es cierto que, tras utilizar los dos programas de cálculo, se nota cómo el Star-CCM+ es más lento que el ANSYS Fluent a la hora de realizar los cálculos.
- ❖ Debido a la utilización de un programa como Openrocket, se ha podido comparar hasta qué punto son precisos sus cálculos al compararlos con simulaciones de CFD. Tras analizar los resultados, se ve cómo pese a utilizar asunciones distintas, ambos programas llegan a la misma solución, quedando así validados los resultados calculados por Openrocket.
- ❖ Además, se pudieron comparar los resultados de la trayectoria calculada por Openrocket con los datos experimentales del vuelo de Bravo. Diferenciando entre sí en tan solo un 2%. Lo que sirve para validar los cálculos del programa, y los datos experimentales de las alturas.
- ❖ Para futuros lanzamientos será necesario realizar un estudio más extenso de los problemas que pueden aparecer en el lanzamiento. Así como realizar todas las pruebas necesarias para garantizar el funcionamiento que todos los sistemas implementados en el cohete.

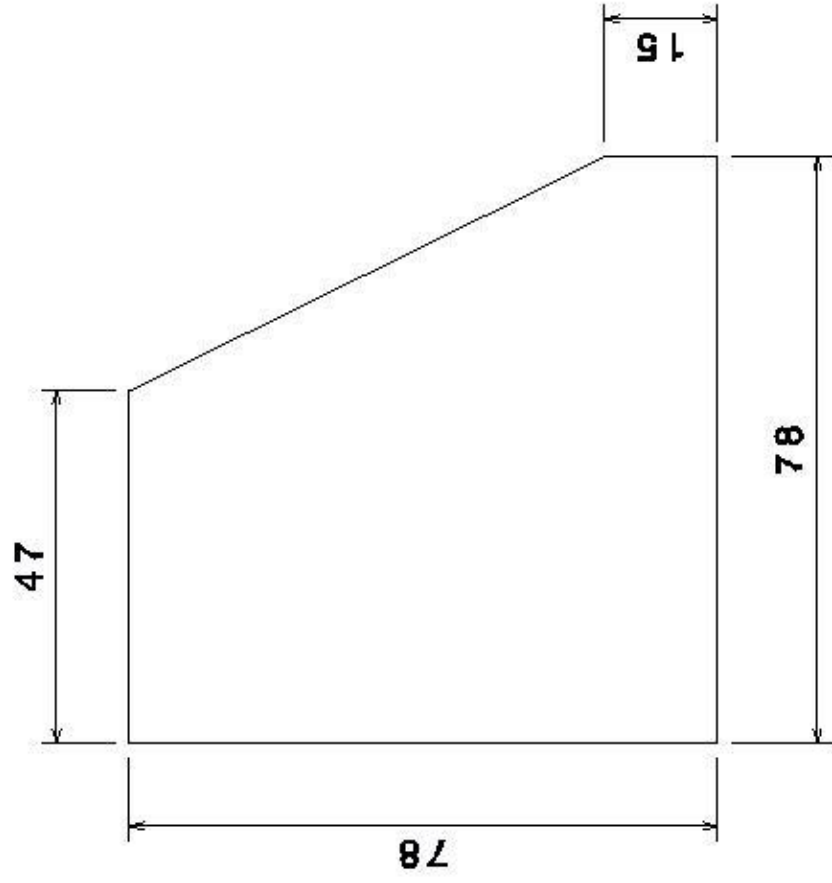
BIBLIOGRAFÍA

- [1] NASA. (24 de 06 de 2019). *NASA Langley Research Center*. Obtenido de <https://history.nasa.gov/SP-367/contents.htm>
- [2] Çengel, Y. A., & Cimbala, J. M. (2006). *Mecánica de Fluidos: fundamentos y aplicaciones*. McGraw-Hill.
- [3] White, F. M. (s.f.). *Mecánica de Fluidos*. McGraw-Hill.
- [4] Anderson Jr., J. D. (1991). *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill.
- [5] Tu, J., Yeoh, G., & Liu, C. (2007). *Computational Fluid Dynamics: a practical approach*. BH.
- [6] Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (2007). *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*. Pearson Education.
- [7] Anderson Jr., J. D. (1995). *Computational Fluid Dynamics: the basics with applications*. McGraw-Hill.
- [8] Kostić, Č. (24 de 06 de 2019). Obtenido de <http://www.vti.mod.gov.rs/ntp/rad2015/1-2015/6/6.pdf>
- [9] NASA. (24 de 06 de 2019). *NASA Langley Research Center*. Obtenido de <https://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>
- [10] Andersson, B., Andersson, R., Hakansson, L., Mortensen, M., Sudiyo, R., & van Wachen, B. (2012). *Computational Fluid Dynamics for Engineers*. Cambridge.
- [11] CD-Adapco. (2016). *Star-CCM+ User Guide*.
- [12] ANSYS Inc. (2013). *ANSYS Fluent Tutorial Guide*.
- [13] Niskanen, S. (24 de 06 de 2019). Obtenido de <http://openrocket.sourceforge.net/techdoc.pdf>
- [14] *The Engineering Toolbox*. (24 de 06 de 2019). Obtenido de https://www.engineeringtoolbox.com/specific-heat-capacity-d_391.html
- [15] Toolbox, T. E. (24 de 06 de 2019). Obtenido de https://www.engineeringtoolbox.com/physical-properties-thermoplastics-d_808.html
- [16] NASA. (24 de 06 de 2019). *NASA Langley Research Center*. Obtenido de <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/shorttr.html>

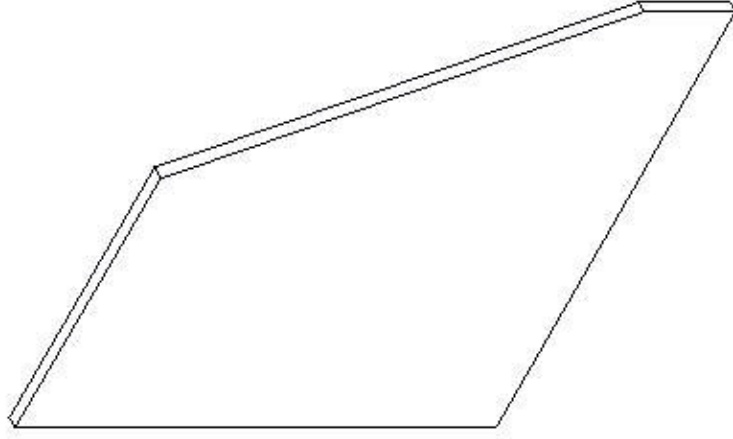
ANEXO I: PLANOS CONSTRUCTIVOS



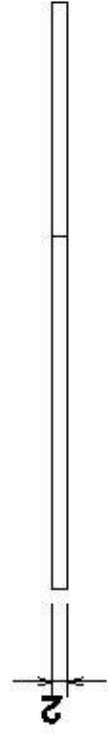
BILBOKO
INGENIARITZA
ESKOLA
ESCUELA
DE INGENIERÍA
DE BILBAO



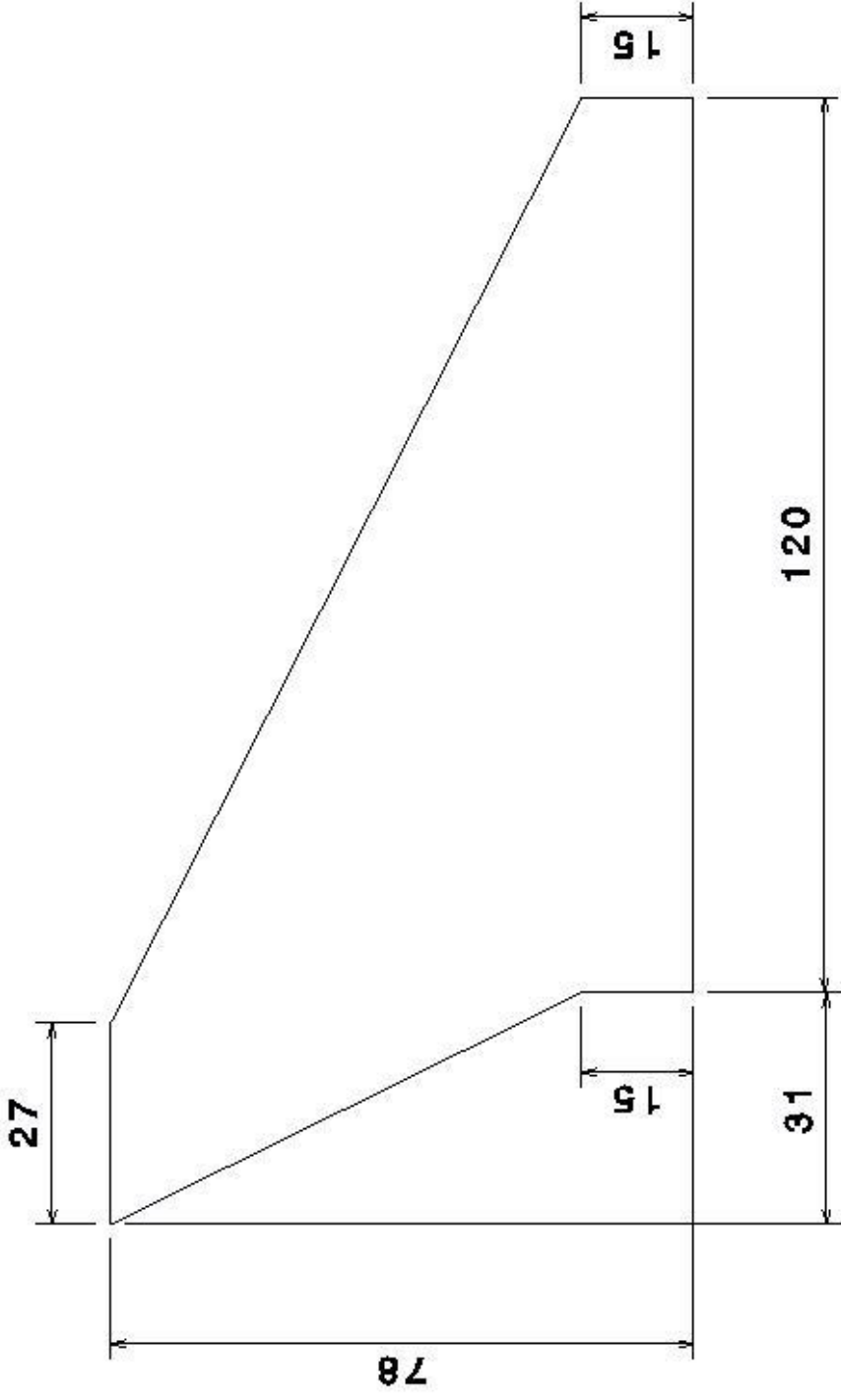
Front view
Scale: 1:1



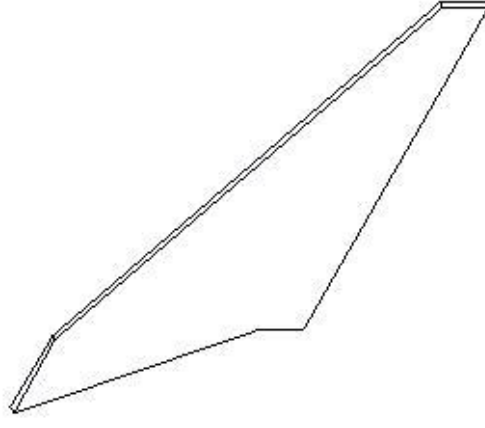
Isometric view
Scale: 1:1



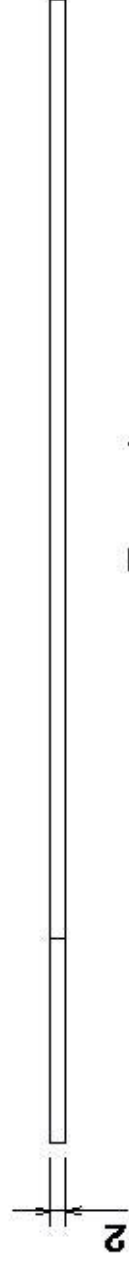
Top view
Scale: 1:1



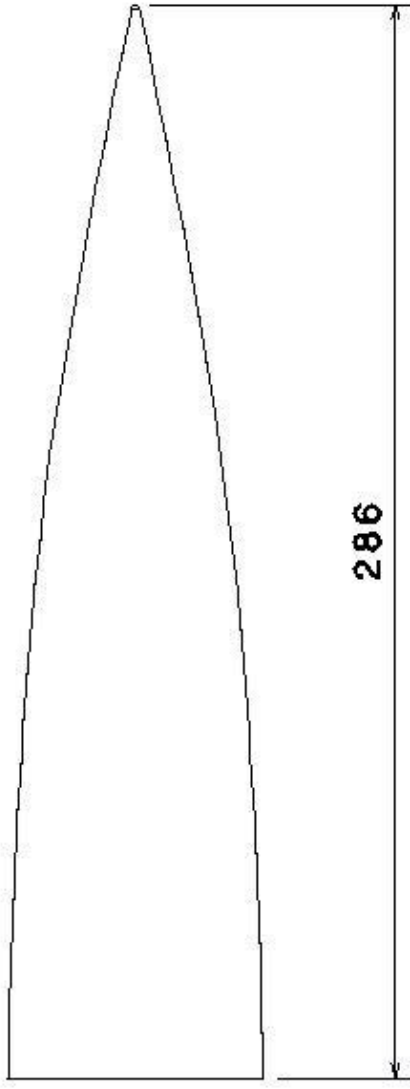
Front view
Scale: 1:1



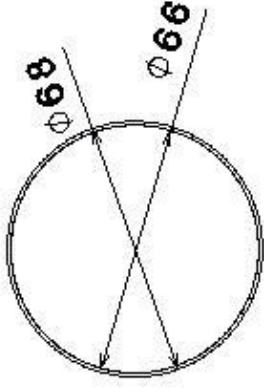
Isometric view
Scale: 1:2



Top view
Scale: 1:1



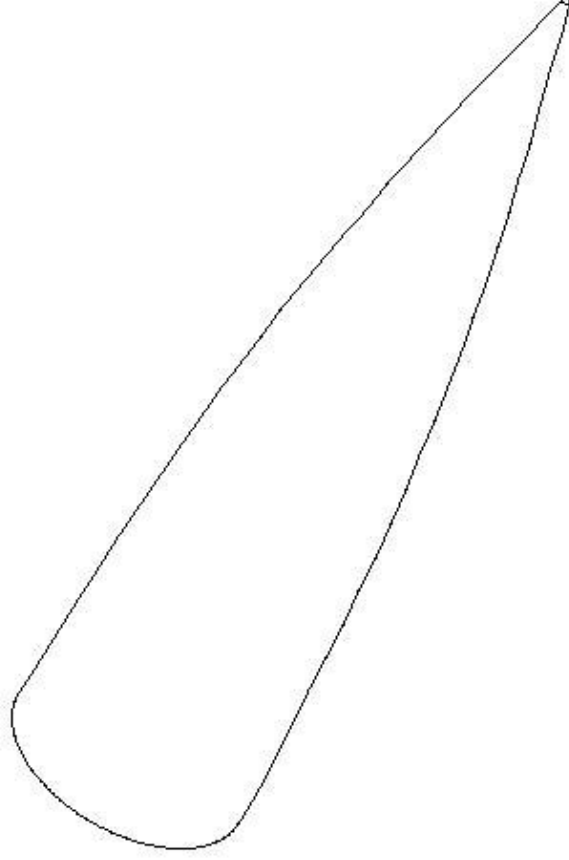
Front view
Scale: 1:2



Left view
Scale: 1:2

Datos del spline

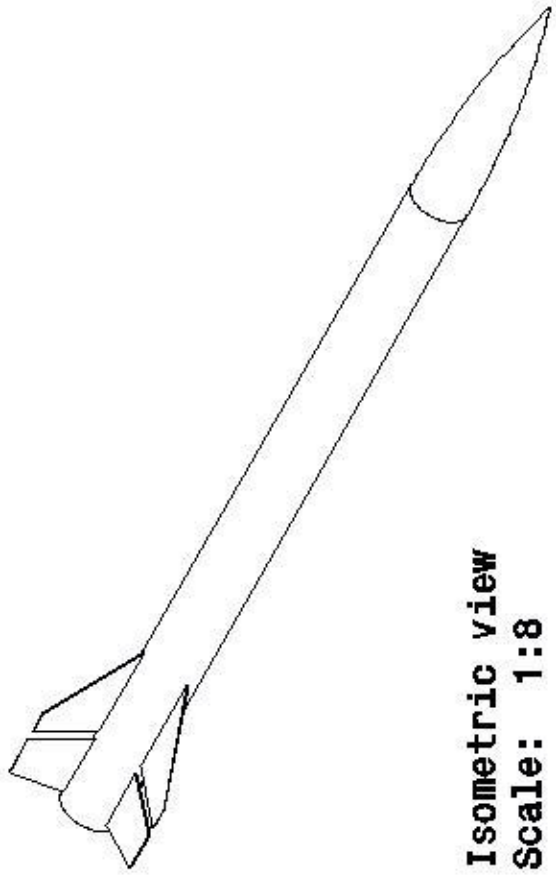
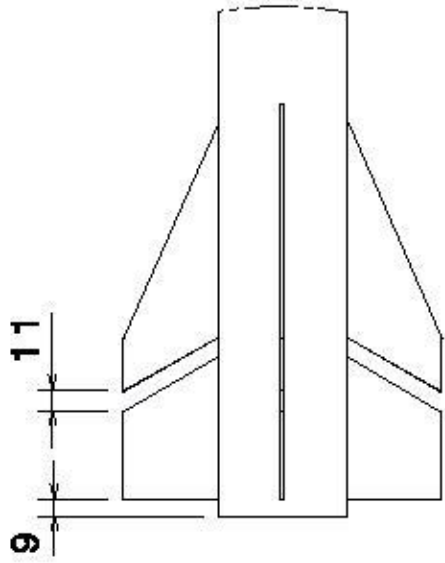
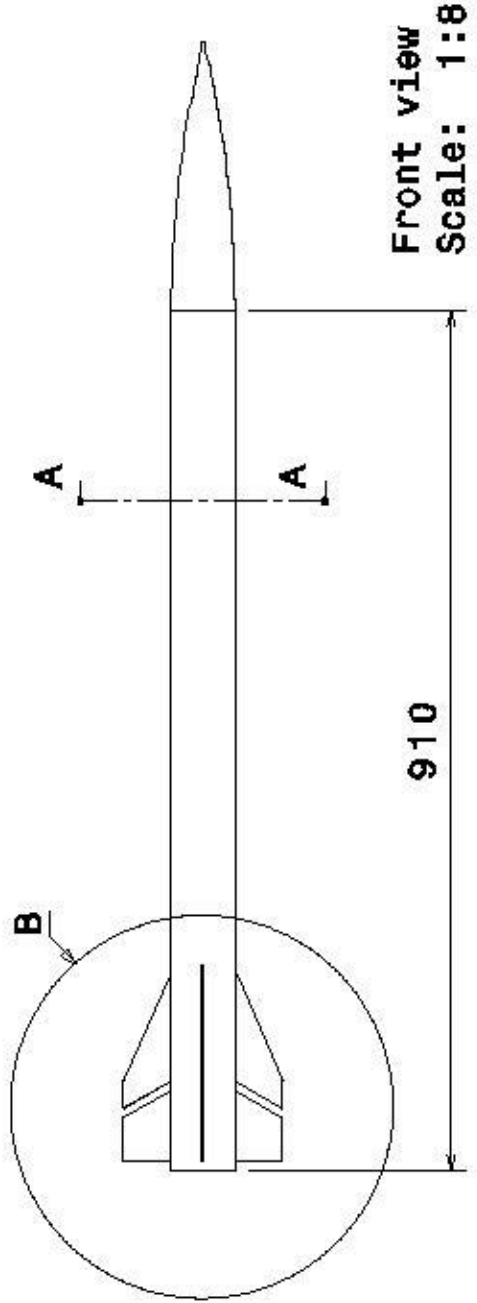
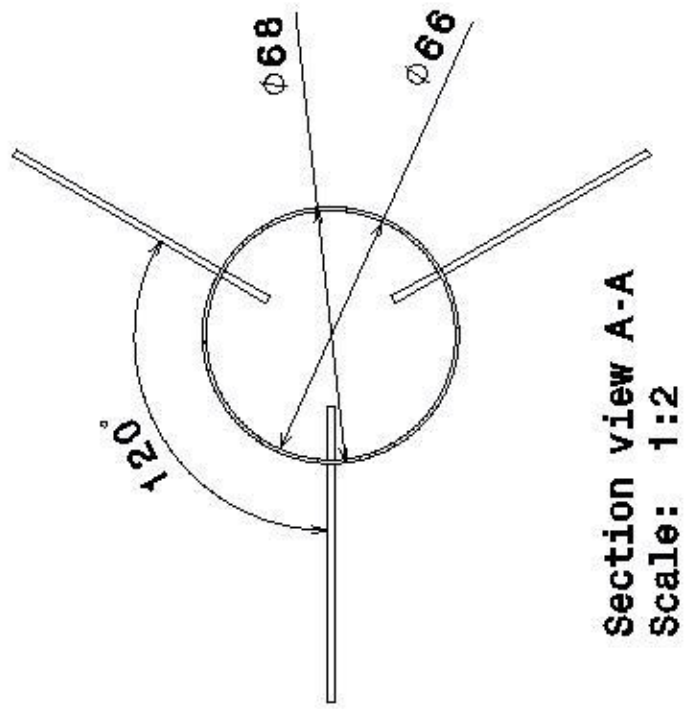
X	Y
34	0
30.5	80
23.5	160
12	230
1	285
0.5	285.6
0	286



Isometric view
Scale: 1:2

Los datos de la tabla se refieren al radio exterior.

El espesor es de 1mm en toda la geometría.



ANEXO II: DATOS ADICIONALES



BILBOKO
INGENIARITZA
ESKOLA
ESCUELA
DE INGENIERÍA
DE BILBAO

Tabla 40. Datos de la curva de empuje del motor Aerotech J350-W.

Tiempo [s]	Empuje [N]
0	0
0,041	841,443
0,051	767,077
0,088	698,219
0,173	644,51
0,256	621,098
0,298	564,635
0,547	543,977
0,783	487,514
0,989	418,656
1,16	359,438
1,192	340,158
1,213	320,878
1,287	216,214
1,319	179,031
1,342	126,699
1,386	84,007
1,427	53,709
1,48	45,446
1,591	20,657
1,695	0

AeroTech J350

Manufacturer: [AeroTech](#)
Entered: May 25, 2006
Last Updated: Sep 18, 2016
Mfr. Designation: J350W
Common Name: J350
Motor Type: reload
Delays: 6,10,14
Diameter: 38.0mm
Length: 33.7cm
Total Weight: 665g
Prop. Weight: 375g
Cert. Org.: Tripoli Rocketry Association, Inc.
Cert. Designation: J445 (3%J)
Cert. Date: Nov 12, 2002
Cert. End: Dec 31, 2005
Average Thrust: 445.0N
Maximum Thrust: 822.5N
Total impulse: 700.0Ns
Burn Time: 1.5s
Isp: 186s
Case Info: RMS-38/720
Propellant Info: White Lightning

Figura 123. Datos generales del motor del motor Aerotech J350-W.

Brandname	Pro38 266H125-12A	Manufacturer	Cesaroni Technology
Man. Designation	266H125-12A	CAR Designation	266-H125-12A
Test Date	7/4/2008		
Single-Use/Reload/Hybrid	Reloadable	Motor Dimensions mm	38.00 x 186.00 mm (1.50 x 7.32 in)
Loaded Weight	293 g (10.34 oz)	Total Impulse	265.6 Ns (59.70 lb.s)
Propellant Weight	125 g (4.41 oz)	Maximum Thrust	152.9 N (34.38 lb)
Burnout Weight	155 g (5.47 oz)	Avg Thrust	125.1 N (28.11 lb)
Delays Tested	"12,9,7,5,3"	ISP	216.6 s
Samples per second	1000	Burntime	2.15 s
Notes	Classic™		

Figura 124. Datos generales del motor Cesaroni H125.

ANEXO III: RESULTADOS

eman ta zabal zazu



Universidad del País Vasco Euskal Herriko Unibertsitatea

BILBOKO
INGENIARITZA
ESKOLA
ESCUELA
DE INGENIERÍA
DE BILBAO

❖ Estabilidad

Tabla 41. Resultados para Mach 1,3.

Ángulo [°]	Fd [N]	Fn [N]	Mx [Nm]	CP [m]	Calibres [-]
10	588,32	1583,00	2472,00	-1,56	12
20	1545,96	3639,80	5378,40	-1,48	11
30	3430,20	6279,00	8425,40	-1,34	9
40	6271,00	9237,00	11946,80	-1,29	8

Tabla 42. Resultados para Mach 0,8.

Ángulo [°]	Fd [N]	Fn [N]	Mx [Nm]	CP [m]	Calibres [-]
10	190,31	560,48	873,36	-1,56	12
20	520,74	1282,76	1943,84	-1,52	12
30	1044,7	1923,2	2744,2	-1,43	10
40	1829,68	2772,4	3750,4	-1,35	9

Tabla 43. Resultados para Mach 0,3.

Ángulo [°]	Fd [N]	Fn [N]	Mx [Nm]	CP [m]	Calibres [-]
10	13,55	39,49	60,25	-1,53	12
20	12,10	99,16	146,62	-1,48	11
30	8,38	156,94	226,48	-1,44	11
40	8,06	199,96	278,24	-1,39	10

❖ “Drift”

Tabla 44. Primer análisis de vientos completo para 2,5, 3 y 3,5 kg.

Velocidad [km/h]	Dirección [º]	Turbulencia [%]	Distancia Lateral [m]		
			2,5 kg	3 kg	3,5 kg
2	90	10	260,3	214,9	167,5
4	90	10	531	425,6	341,1
6	90	10	789,4	641,1	492,2
8	90	10	1050,9	851,7	666,7
10	90	10	1311,9	1077,2	847,2
12	90	10	1591,1	1259,3	1000,8
14	90	10	1826,8	1485,5	1176,2
16	90	10	2158	1705	1347,4
18	90	10	2381,1	1933,7	1496
20	90	10	2663,3	2105,3	1671,5
22	90	10	2895,3	2343,8	1823,4
24	90	10	3200,5	2531,5	2011,6
26	90	10	3396,3	2763,2	2128
28	90	10	3643,2	2899,3	2348
30	90	10	3935,4	3176,2	2544,8
32	90	10	4217,3	3323,5	2656,1

Tabla 45. Primer análisis de vientos completo para 1,5kg.

Velocidad [km/h]	Dirección [º]	Turbulencia [%]	Distancia Lateral [m]
			1,5 kg
2	90	10	150,0
4	90	10	295,8
6	90	10	448,3
8	90	10	598,4
10	90	10	753,7
12	90	10	901,6
14	90	10	1038,5
16	90	10	1206,6
18	90	10	1352,8
20	90	10	1472,2
22	90	10	1632,7
24	90	10	1782,8
26	90	10	1932,5
28	90	10	2050,3
30	90	10	2180,0
32	90	10	2398,0

❖ Gráficas de lanzamiento

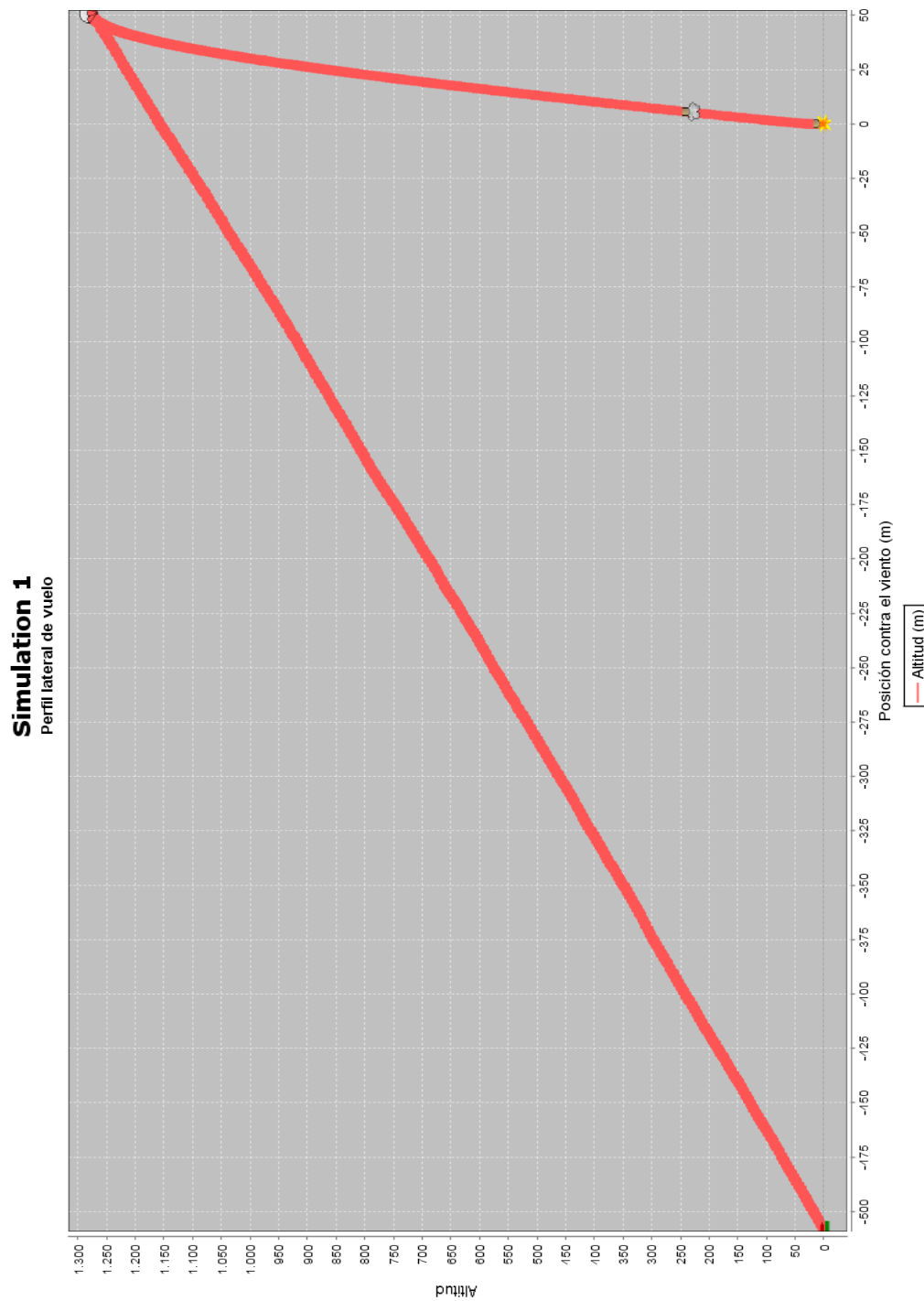


Figura 125. Caso de 6km/h de viento para 3,5 kg.

Simulation 5
 Personalizado

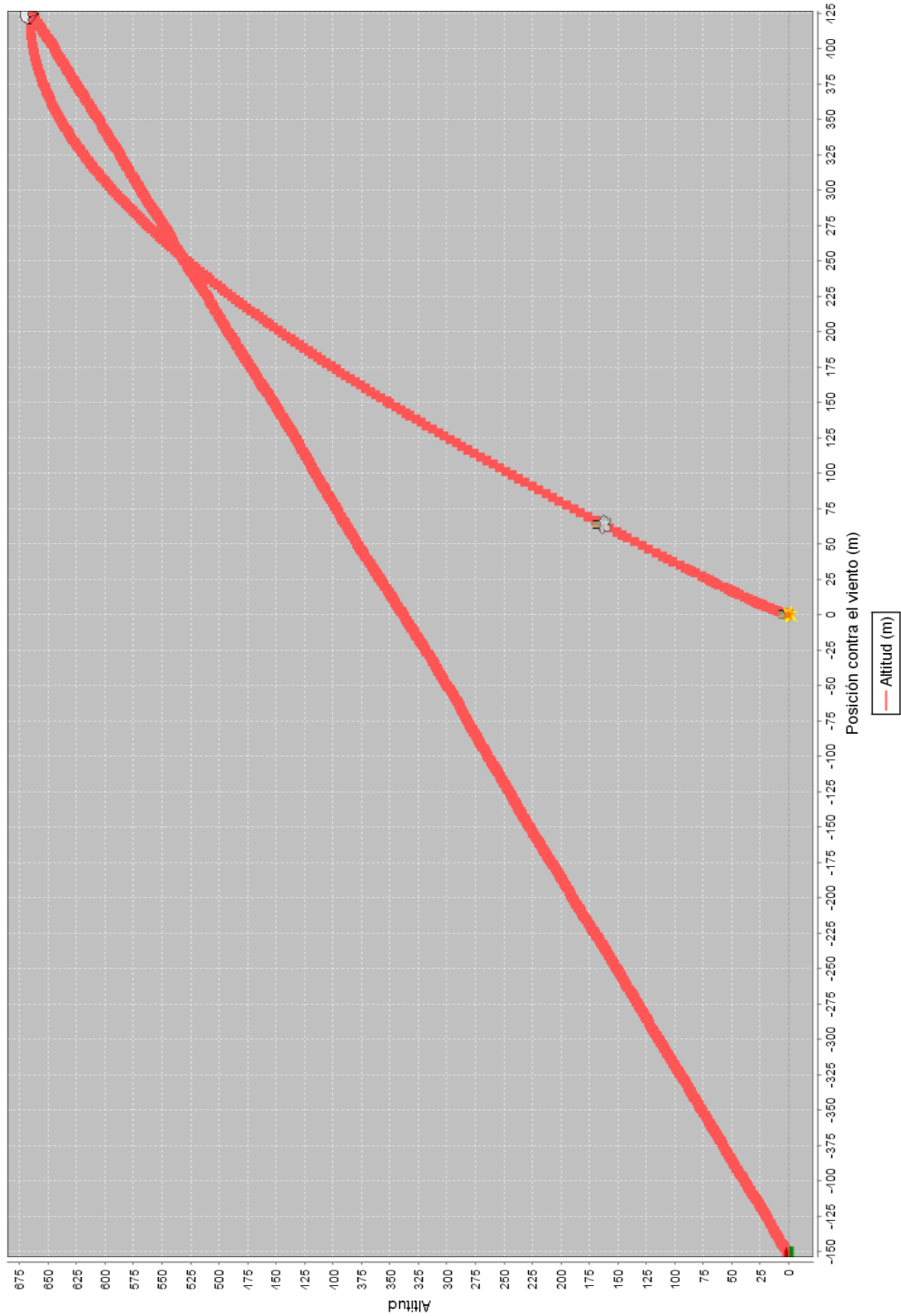


Figura 126. Caso de 12km/h de viento para inclinación de 15° en el rail.

Simulation 5
 Personalizado

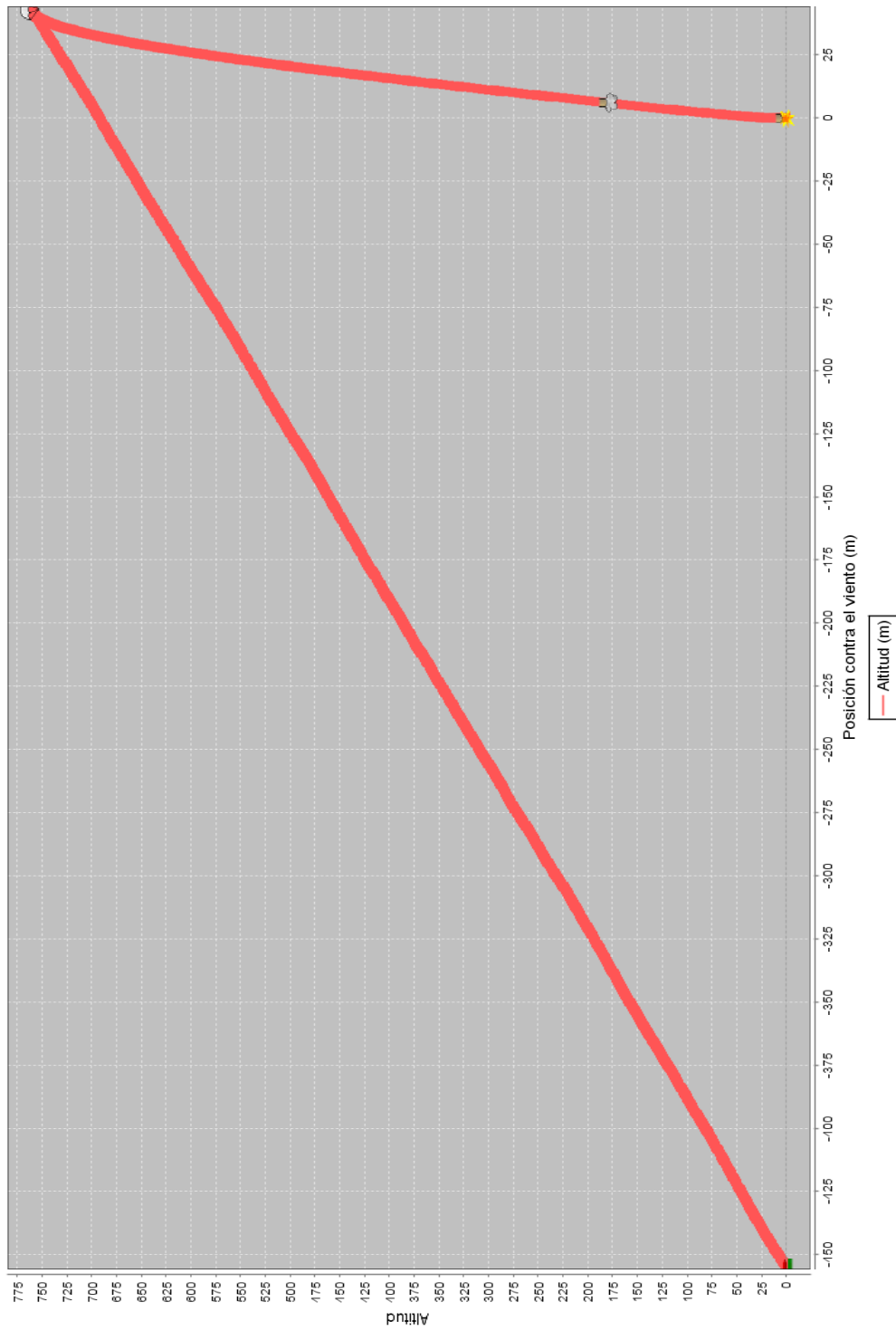


Figura 127. Caso de 6km/h de viento para inclinación de 0° en el rail.