

ANÁLISIS Y VALIDACIÓN AERODINÁMICA PARA EL VEHÍCULO MONOPLAZA
DE COMPETICIÓN ELÉCTRICO DE LA ESCUDERÍA DCM PARA LA FÓRMULA
SENA 2014

GUSTAVO ADOLFO FLOREZ LOPEZ
ROLANDO GUZMAN BOHORQUEZ

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2016

ANÁLISIS Y VALIDACIÓN AERODINÁMICA PARA EL VEHÍCULO MONOPLAZA
DE COMPETICIÓN ELÉCTRICO DE LA ESCUDERÍA DCM PARA LA FÓRMULA
SENA 2014

GUSTAVO ADOLFO FLOREZ LOPEZ
ROLANDO GUZMAN BOHORQUEZ

Trabajo de grado para optar al título de
Ingeniero Aeronáutico

Tutor:
MEng. John Jairo Vaca Ríos

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2016

Nota de Aceptación:

Firma del Presidente del Jurado

Firma del Jurado

Firma del Jurado

Firma del Jurado

Bogotá D.C., Diciembre de 2016

DEDICATORIA

Este trabajo de grado es uno de tantos logros que he obtenido a lo largo de mi vida hasta la fecha de hoy, sin duda podría considerarlo como uno de los mayores retos a los que me he enfrentado durante el transcurso de mi vida, lleno de desafíos, por ello para mí tiene mucho valor hacer una gran dedicatoria:

A **Dios** por ser quien me ha dado la oportunidad de vivir, el cual ha puesto en mi camino cada uno de los retos y ha propuesto en mí todas aquellas metas que he tenido a lo largo de mi vida, por acompañarme en cada segundo de mi vida y a quien agradezco infinitamente por darme en una familia llena de amor.

Al divino **Niño Jesús**, a quien fui encomendado por mis padres desde el momento en que nací, del cual soy fiel seguidor, porque él es para mí uno de mis Guías, a quien agradezco por ayudarme y acompañarme a lo largo de mi vida.

A mis padres **Luz Stella López Moreno** y **Gustavo Flórez Díaz** a quienes amo y agradezco por acompañarme desde el momento que nacía y brindarme tanto amor, cariño, enseñanzas, alegrías, sonrisas, abrazos, consejos y apoyo incondicional. Doy gracias a ellos por haberme dado una gran educación, la oportunidad de obtener mi formación académica y hacer de mí la persona que soy hoy en día.

A mi hermano **Daniel Yesid Flórez López** quien es mi apoyo incondicional y siempre ha sido uno de mis mayores ejemplos a lo largo de mi vida desde el momento que llegue a casa. A quien agradezco por enseñarme tantas cosas, ofrecerme toda su ayuda, su tiempo, dedicación y ser una fuente de inspiración. Te agradezco por tantos momentos, alegrías, locuras y sin duda siempre estar junto a mí.

A mi **familia** por bríndame grandes momentos de felicidad, por acompañarme en este gran camino e interesarse en cada uno de mis pasos, siendo uno de mis grandes apoyos durante el transcurso de mi vida.

A cada uno de mis **amigos** ya sea que estén fuera o dentro de mi país, les dedico este trabajo por ser gran fuente de compañía, por brindarme grandes momentos de alegrías y miles de sonrisas.

A cada uno de ellos dedico este trabajo con todo mi amor y esfuerzo.

GUSTAVO ADOLFO FLÓREZ LÓPEZ

DEDICATORIA

“La preeminencia del amor” [ICor 13]

Si yo hablase lenguas humanas y angélicas, y no tengo amor, vengo a ser como metal que resuena, o címbalo que retiñe. Y si tuviese profecía, y entendiese todos los misterios y toda ciencia, y si tuviese toda la fe, de tal manera que trasladase los montes, y no tengo amor, nada soy. Y si repartiese todos mis bienes para dar de comer a los pobres, y si entregase mi cuerpo para ser quemado, y no tengo amor, de nada me sirve. El amor es sufrido, es benigno; el amor no tiene envidia, el amor no es jactancioso, no se envanece; no hace nada indebido, no busca lo suyo, no se irrita, no guarda rencor; no se goza de la injusticia, más se goza de la verdad. Todo lo sufre, todo lo cree, todo lo espera, todo lo soporta. El amor nunca deja de ser; pero las profecías se acabarán, y cesarán las lenguas, y la ciencia acabará. Porque en parte conocemos, y en parte profetizamos; más cuando venga lo perfecto, entonces lo que es en parte se acabará. Cuando yo era niño, hablaba como niño, pensaba como niño, juzgaba como niño; más cuando ya fui hombre, dejé lo que era de niño. Ahora vemos por espejo, oscuramente; mas entonces veremos cara a cara. Ahora conozco en parte; pero entonces conoceré como fui conocido. Y ahora permanecen la fe, la esperanza y el amor, estos tres; pero el mayor de ellos es el amor.

Deseo dedicar este trabajo a DIOS, a él todo se lo debo, todo se lo entrego. Toda la gloria sea para Él, porque no soy yo ni mis cualidades o capacidades, sino son sus dones, gracias, y bendiciones en mí. ¿Quién como DIOS? Nadie como DIOS.

A mi madre, Doris Bohórquez Gómez, quien es la persona más importante en mi vida, mi ejemplo a seguir y mi felicidad más grande. A mi padre, Lisandro Guzmán Cuervo, quien con su apoyo y consejo me ha guiado siempre. A absolutamente toda mi familia, hombres y mujeres, desde el más pequeño hasta el más grande, a los que aún están y a todos aquellos que ya no están, cada uno de ellos está presente en mi corazón.

A Kelly Johana Molina López, a quien regalo estas palabras de la Santa Madre Teresa de Calcuta en este día, el día de su cumpleaños: “No puedes ir feliz por la vida hasta que dejes ir tus fracasos pasados y los dolores de tu corazón. Espero que tengas: suficiente felicidad para hacerte dulce; suficientes pruebas para hacerte fuerte; suficiente dolor para mantenerte humana, y suficiente esperanza para ser feliz”.

A mis amigos, compañeros, guías, tutores y todas y cada una de esas personas que siempre tuvieron una voz de aliento y apoyo para la realización de este trabajo.

Con amor, ROLANDO GUZMÁN BOHÓRQUEZ

AGRADECIMIENTOS

Los autores de este trabajo deseamos expresar nuestro más grande y sincero agradecimiento al MEng. John Jairo Vaca Ríos, quien como tutor, amigo y persona, creyó siempre en nosotros, nos enseñó, instruyó, apoyó, ayudó y alentó incansablemente para que este proyecto fuera una realidad.

Damos gracias al MBA. Andrés Felipe Giraldo Quiceno, el cual también es el director del programa de ingeniería aeronáutica en la institución, por su consejo para realizar el presente trabajo y su enseñanza en los procesos de diseño y manufactura de la carrocería y superficies aerodinámicas del vehículo real y por permitirnos ser parte con todo el trabajo realizado, de uno de los proyectos emblema de la institución.

Agradecemos profundamente al PhD. Hernán Darío Cerón, PhD. Omar Darío López y MEng. Edwin Rodríguez, por su disposición siempre amable y oportuna para brindar guía, asesoramiento, ayuda y consejo para que este proyecto se llevará a cabo de la mejor manera posible.

Un agradecimiento muy especial al MEd. Victor Carrillo, por su interés y mano amiga en la consecución de la infraestructura y los equipos necesarios para que las simulaciones se hayan podido realizar.

De igual manera agradecemos al MEng. Cristhian Camilo Timoté, MEng. Juan Carlos Gamba, MEng. Iván Felipe Rodríguez, MArch. Diego Armando Reyes, Ing. Aeroespacial Andreas Werner Alwin Gravenhorst y MSc. Omar Bohórquez, por su voz de aliento, apoyo, ayuda desinteresada y asesoramiento en este proyecto.

Gracias al Servicio Nacional de Aprendizaje por permitirnos trabajar en sinergia para la realización de la carrocería y superficies aerodinámicas del vehículo tipo fórmula, al igual que por el interés, la motivación y la hospitalidad que nos brindaron a lo largo de este proceso y durante la competencia.

Por último y no menos importante, agradecemos a nuestros amigos y compañeros de la institución, por su compañía, amistad y apoyo para la realización de este trabajo.

CONTENIDO

	pág.
INTRODUCCIÓN.....	30
1. ANTECEDENTES.....	31
2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	33
2.1. DESCRIPCIÓN Y PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	33
2.2. JUSTIFICACIÓN.....	34
2.3. OBJETIVOS.....	35
2.3.1. <i>Objetivo General</i>	35
2.3.2. <i>Objetivos Específicos</i>	35
2.4. ALCANCES.....	36
2.5. LIMITACIONES.....	36
3. METODOLOGÍA	37
3.1. TIPO DE INVESTIGACIÓN.....	37
3.2. FASES DEL PROYECTO	37
3.2.1. <i>Fase de Consulta</i>	37

3.2.2. Fase de Diseño y Modelamiento CAD del Vehículo	37
3.2.3. Fase de Relacionamiento con el Software de CFD	37
3.2.4. Fase de Elaboración y Optimización de la Malla Computacional.....	38
3.2.5. Fase de Convergencia Numérica	38
3.2.6. Fase de Simulación.....	38
3.2.7. Fase de Análisis de Resultados y Validación	38
4. MARCO TEÓRICO	39
4.1. AERODINÁMICA: PRINCIPIOS Y ECUACIONES FUNDAMENTALES	39
4.1.1. Modelos de Fluido: Volúmenes de Control y Elementos de Fluido	39
4.1.1.1. Aproximación al Volumen de Control Finito	40
4.1.1.2. Aproximación al Elemento de Fluido Infinitesimal.....	41
4.1.1.3. Aproximación Molecular	41
4.1.2. Ecuación de Continuidad.....	42
4.1.3. Ecuación de Momentum.....	47
4.1.4. Clasificación de los Comportamientos Físicos.....	52
4.1.4.1. Problemas de Equilibrio.....	53
4.1.4.2. Problemas Progresivos	53
4.1.5. Método de Clasificación para Ecuaciones Diferenciales Parciales Simples.....	55
4.2. DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL.....	58
4.2.1. Funcionamiento de un Código de CFD.....	59
4.2.1.1. Preprocesador.....	59
4.2.1.2. Solucionador	60
4.2.1.3. Postprocesador	61

4.2.2. Aplicaciones CFD Automovilísticas y de Motores	61
4.3. ÁSPECTOS BÁSICOS DE LA DISCRETIZACIÓN	65
4.4. TURBULENCIA Y SU MODELACIÓN	68
4.4.1. Cálculo de Flujo Turbulento.....	69
4.4.1.1. Modelos Clásicos de Turbulencia Reynolds Averaged Navier-Stokes	69
4.4.1.2. Mixing Length Model	71
4.4.1.3. Spalart Allmaras Model	71
4.4.1.4. $k - \varepsilon$ Model	72
4.4.1.5. $k - \omega$ Model	72
4.4.1.6. Menter SST $k - \omega$ Model.....	74
4.4.1.7. Algebraic Stress Model (ASM).....	76
4.4.1.8. Reynolds Stress Model (RSM)	76
4.4.1.9. Large Eddy Simulation (LES)	77
4.4.1.10. Direct Numerical Simulation (DNS).....	78
4.5. ALGORITMOS DE SOLUCIÓN DE ACOUPLE VELOCIDAD-PRESIÓN	78
4.5.1. La Malla Escalonada	79
4.5.2. Las Ecuaciones de Momentum	80
4.5.3. El Algoritmo SIMPLE.....	81
4.5.4. El Algoritmo SIMPLER	82
4.5.5. El Algoritmo SIMPLEC	82
4.5.6. El Algoritmo PISO	82
4.5.7. El Algoritmo Coupled.....	83
4.5.8. Comentario General para SIMPLE, SIMPLER, SIMPLEC y PISO	87
4.6. CONDICIONES DE FRONTERA	87
4.7. ERRORES E INCERTIDUMBRE EN EL MODELAMIENTO CFD	88
4.7.1. Errores Numéricos	90
4.7.2. Entrada con Incertidumbre	91

4.7.3. Incertidumbre del Modelo Físico.....	92
4.7.3.1. Exactitud Limitada o Falta de Validez en Submodelos	92
4.7.3.2. Exactitud Limitada o Falta de Validez en Suposiciones Simplificadas	93
4.7.3.3. Verificación y Validación.....	94
4.7.3.4. Verificación.....	95
4.7.3.5. Validación.....	96
4.8. MÉTODOS PARA TRATAR CON GEOMETRIAS COMPLEJAS	97
4.8.1. Cuadrícula de Coordenadas Montada al Cuerpo para Geometrías Complejas... ..	99
4.8.2. Dificultad de la Cuadrícula Curvilínea.....	100
4.8.3. Cuadrícula de Bloques Estructurada	100
4.8.4. Malla No Estructurada.....	101
4.8.4.1. Discretización en una Malla No Estructurada	102
4.8.5. Comentario de los Diferentes Tipos de Malla	103
5. GEOMETRÍA DEL VEHÍCULO.....	105
5.1. DISEÑO Y MODELAMIENTO CAD	105
5.1.1. Diseño y Modelamiento CAD de la Carrocería	105
5.1.2. Modelamiento CAD del Alerón Delantero	108
5.1.3. Modelamiento CAD de los Alerones Laterales.....	110
5.1.4. Modelamiento CAD de las Tomas de Aire	112
5.1.5. Modelamiento CAD del Casco del Piloto	114
5.1.6. Ensamble de los Modelos CAD.....	115
5.2. LIMPIEZA DE LA GEOMETRÍA.....	120
5.2.1. Limpieza de las Tijeras del Modelo CAD del Vehículo.....	120
5.2.2. Limpieza de las Llantas del Modelo CAD del Vehículo.....	121
5.2.3. Limpieza de los Tubos Antivuelco del Modelo CAD del Vehículo	122

5.2.4. Limpieza de la Toma de Aire del Modelo CAD del Vehículo.....	123
5.3. DOMINIO COMPUTACIONAL.....	125
5.4. MÉTODO DE SUSTRACCIÓN BOOLEANA.....	127
6. ENMALLADO.....	130
6.1. ELEMENTOS.....	130
6.1.1. Tetraedros.....	130
6.1.2. Prismas.....	132
6.1.3. Pirámides.....	133
6.1.4. Malla Híbrida.....	134
6.1.5. Malla Híbrida del Vehículo en Estudio.....	135
6.2. PARÁMETROS.....	136
6.2.1. Size.....	136
6.2.2. Inflation.....	138
6.2.3. Patch Independent.....	141
6.2.4. Patch Conforming.....	142
6.3 REFINAMIENTO.....	142
6.3.1. Modelación del Segundo Volumen de Control.....	143
6.3.2. Refinamiento del Segundo Volumen de Control.....	144
6.3.3. Refinamiento del Vehículo.....	145
6.3.4. Refinamiento de las Superficies Aerodinámicas.....	146
6.4. EVALUACIÓN DE LA CALIDAD DE LA MALLA.....	148
6.4.1. Calidad Ortogonal de la Malla Computacional del Vehículo.....	149
6.4.2. Skewness de la Malla Computacional del Vehículo.....	150

6.5. DEFINICIÓN DE LAS CONDICIONES DE FRONTERA.....	151
6.6. CONVERGENCIA NUMÉRICA.....	154
6.6.1. Mallas Computaciones del Vehículo.....	154
6.6.2. Análisis de Convergencia Numérica.....	154
7. SIMULACIÓN.....	156
7.1. SIMULACIONES DE CONVERGENCIA NUMÉRICA.....	156
7.1.1. Aspectos Generales.....	156
7.1.2. Modelos.....	158
7.1.3. Condiciones de Frontera.....	159
7.1.4. Valores de Referencia.....	161
7.1.5. Métodos de Solución.....	163
7.1.6. Monitores.....	166
7.1.7. Inicialización de la Solución.....	169
7.1.8. Ejecución del Cálculo.....	169
7.2. SIMULACIÓN FINAL.....	170
7.2.1. Modelos.....	170
7.2.2. Condiciones de Frontera.....	171
7.2.3. Métodos de Solución.....	172
7.2.4. Ejecución del Cálculo.....	173
8. RESULTADOS Y VALIDACIÓN.....	174
8.1. CONVERGENCIA NUMÉRICA.....	174
8.2. COMPORTAMIENTO.....	179

8.2.1. Contornos de Presión.....	179
8.2.2. Campo de Velocidades	185
8.2.3. Coeficientes de Presión.....	190
8.2.4. Energía Cinética Turbulenta	198
8.2.5. Viscosidad de Remolino	202
8.3. VALIDACIÓN	204
9. CONCLUSIONES	209
10. RECOMENDACIONES.....	211
11. BIBLIOGRAFÍA	213

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Clasificación de los Comportamientos Físicos.....	55
Tabla 2. Clasificación de Ecuaciones Diferenciales Parciales Lineales de Segundo Orden	56
Tabla 3. Los Modelos de Turbulencia RANS más Comunes	70
Tabla 4. Dimensiones del Vehículo.....	126
Tabla 5. Tamaño Total del Dominio Computacional	126
Tabla 6. Calidad de las Celdas en la Malla Computacional	148
Tabla 7. Mallas Computacionales Generadas	155
Tabla 8. Valores de Referencia Utilizados para la Simulación.....	162
Tabla 9. Métodos de Solución Utilizados en Estudios Similares.....	164
Tabla 10. Aceleraciones del solucionador alcanzadas usando el solucionador Coupled Pseudo-transiente en diferentes casos.	165
Tabla 11. Valores típicos del coeficiente de presión	193
Tabla 12. Resultados para los coeficientes aerodinámicos del EMO-C car	206
Tabla 13. Resultados para los coeficientes aerodinámicos del vehículo de la escudería DCM.	207
Tabla 14. Comparativa de los Resultados Obtenidos para el Auto Tipo Fórmula DCM, EMO-C car y Vehículos Tipo Fórmula Convencionales	208

LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Aproximación al Volumen de Control Finito	40
Figura 2. Aproximación al Volumen de Control Finito	41
Figura 3. Esquema de Flujo de Masa a través del Área A en un Campo de Flujo.	42
Figura 4. Volumen de Control Finito Fijo en el Espacio	44
Figura 5. Rutas de Partículas Computadas en el Flujo de Aire sobre un Automóvil	62
Figura 6. Porción de la Malla Computacional en el Plano Central de Simetria usado para el Cálculo Mostrado en la Figura 5.....	62
Figura 7. Contornos Computados de la Componente x de Vorticidad en el Flujo de Aire sobre un Automóvil	62
Figura 8. Una Porción de Malla Rectangular Alrededor de un Carro Usada para los Cálculos Mostrados en la Figura 7	63
Figura 9. Una Porción de Malla en el Plano de la Válvula en Coordenadas Cilíndricas para un Arreglo Pistón-Cilindro.....	64
Figura 10. Patrón de Velocidad en el Plano de la Válvula Cerca al Fondo de la Etapa de Entrada para un Arreglo Pistón-Cilindro en un Motor de Combustión Interna	64
Figura 11. Una Malla Zonal que Simultáneamente Cubre la Región Externa alrededor de un Motor a Reacción y sus Pasos Internos a través del Mismo	65
Figura 12. Puntos Discretos de Malla	66
Figura 13. Técnicas de Discretización	67
Figura 14. Visualización de una Capa Límite Turbulenta.....	68
Figura 15. Simulación Reynolds Averaged Navier-Stokes.....	70

Figura 16. Simulación LES	77
Figura 17. Simulación DNS.....	78
Figura 18. Tablero de Campo de Presión	79
Figura 19. Tablero de Campo de Presión	80
Figura 20. Volumen de Control u y sus Componentes de Velocidad Vecinas	81
Figura 21. Algoritmo SIMPLE.....	84
Figura 22. Algoritmo SIMPLER	85
Figura 23. Algoritmo PISO	86
Figura 24. Disposición en Cuadrícula Cartesiana para la Predicción de Flujo sobre Medio Cilindro	98
Figura 25. Un ejemplo de una Malla Curvilínea Ortogonal para Calcular el Flujo Alrededor de un Perfil.....	99
Figura 26. Uso de una Malla No Ortogonal Ajustada al Cuerpo para la Predicción del Flujo sobre un Cilindro.....	100
Figura 27. Malla Estructurada de Bloques para un Perfil Transónico. Detalle: Refinamiento	101
Figura 28. Una Malla Triangular para un Perfil de Tres Elementos	102
Figura 29. Un Ejemplo de una Malla No Estructurada con Elementos Mixtos	102
Figura 30. Construcción del Volumen de Control en Mallas No Estructuradas 2D	103
Figura 31. Volúmenes de Control Típicos en 2D con un Número Variable de Elementos de Superficie.....	103
Figura 32. Nissan Deltawing	106
Figura 33. Modelo CAD del Chasis del Vehículo	106
Figura 34. Diseño CAD de las Cuadernas de la Carrocería	107
Figura 35. Protusión CAD de la Carrocería	107

Figura 36. Bordeado de las Esquinas del CAD de la Carrocería	108
Figura 37. Modelo CAD de la Carrocería	108
Figura 38. Modelo CAD del Alerón Delantero del Vehículo de la Escudería DCM	109
Figura 39. Bluesurf del CAD del Alerón Delantero	110
Figura 40. Modelo Final del Alerón Delantero	110
Figura 41. Perfil NACA 6412 en Solid Edge ST8	111
Figura 42. Dimensionamiento del Alerón Lateral	111
Figura 43. Modelado Final del Alerón Lateral del Vehículo de la Escudería DCM	112
Figura 44. Diseño CAD de las Cuadernas de las Tomas de Aire	112
Figura 45. Unión Seccional por Protusión entre las Cuadernas de la Primera Sección.....	113
Figura 46. Unión Seccional por Protusión entre las Cuadernas de la Segunda Sección.....	113
Figura 47. Afinamiento de Detalles	114
Figura 48. Modelo CAD de la Toma de Aire	114
Figura 49. Modelo CAD del Casco del Piloto	115
Figura 50. CAD de la Carrocería Importada sobre el Chasis	116
Figura 51. Carrocería Ensamblada sobre el Chasis del Vehículo.....	116
Figura 52. CAD de la Toma de Aire Importada sobre el Vehículo en Ensamble	117
Figura 53. Toma de Aire Ensamblada Sobre la Carrocería	117
Figura 54. Casco Importado sobre el Vehículo en Ensamble	118
Figura 55. Casco Ensamblado sobre la Carrocería del Vehículo.....	118
Figura 56. Alerones Laterales Importados sobre el Vehículo en Ensamble.....	118
Figura 57. Alerones Laterales Ensamblados sobre la Carrocería del Vehículo ...	119

Figura 58. Alerón Delantero Importado sobre el Vehículo en Ensamble	119
Figura 59. Alerón Delantero Ensamblado sobre la Carrocería del Vehículo	120
Figura 60. CAD de las Tijeras del Vehículo	121
Figura 61. Simplificación de las Tijeras.....	121
Figura 62. CAD de las Ruedas del Vehículo.....	122
Figura 63. Simplificación de las Ruedas	122
Figura 64. CAD del Tubo Antivuelco del Vehículo	123
Figura 65. Relleno del Tubo Antivuelco del Vehículo.....	123
Figura 66. Vacío Generado en el Ensamble del CAD de la Carrocería y la Toma de Aire	124
Figura 67. Modelo CAD de la Toma de Aire Corregida sobre la Carrocería	124
Figura 68. Corrección del Vacío Generado en el Ensamble entre el CAD de la Carrocería y la Toma de Aire	125
Figura 69. CAD del Vehículo con el cual se Realizó el Análisis CFD	125
Figura 70. Dominio Computacional.....	127
Figura 71. Dominio Computacional con el Vehículo a Sustraer	128
Figura 72. Opción de Sustracción.....	128
Figura 73. Dominio Computacional al cual se Sustraen las Piezas	128
Figura 74. Selección de la Pieza a Sustraer	129
Figura 75. Volumen de Control	129
Figura 76. Uso de Tetraedros en la Malla Computacional del Vehículo	131
Figura 77. Malla Computacional del Vehículo en 3D	131
Figura 78. Generación de Prismas en la Malla Computacional	132
Figura 79. Generación de Prismas en la Malla Computacional	133
Figura 80. Capa Piramidal de la Malla Computacional del Vehículo.....	134

Figura 81. Conformación de una Malla Híbrida.....	134
Figura 82. Size por Curvatura	137
Figura 83. Size por Proximidad.....	137
Figura 84. Malla Computacional del Vehículo usando Size por Proximidad y Curvatura.....	138
Figura 85. Malla Computacional con Inflación	139
Figura 86. Malla Computacional con Inflación a través de Smooth Transition.....	140
Figura 87. Generación de la Malla Computacional con la Inflación	141
Figura 88. Malla Computacional con Mejor Resolución de la Inflación	141
Figura 89. Dimensión del Segundo volumen de control.....	143
Figura 90. Dimensión del Segundo volumen de control.....	144
Figura 91. Segundo Volumen de Control.....	144
Figura 92. Selección del Cuerpo a Refinar	145
Figura 93. Refinamiento sobre el Vehículo	146
Figura 94. Malla Computacional de Vehículo en 3D con el Refinamiento	146
Figura 95. Selección de las Superficies Aerodinámicas	147
Figura 96. Superficies Aerodinámicas Refinadas	147
Figura 97. Clasificación Estadística del Skewness	149
Figura 98. Clasificación Estadística de la Calidad Ortogonal.....	149
Figura 99. Clasificación Estadística de la Calidad Ortogonal de la Malla Computacional del Vehículo.....	150
Figura 100. Clasificación Estadística del Skewness	151
Figura 101. Selección de la Cara.....	152
Figura 102. Create Named Selection.....	152
Figura 103. Nombre de la Frontera.....	153

Figura 104. Fronteras Creadas para el Dominio Computacional del Vehículo	153
Figura 105. Convergencia Numérica	155
Figura 106. Aspectos Generales de Simulación	158
Figura 107. Direcciones usadas para identificar las tres componentes de fuerza aerodinámica.....	167
Figura 108. Monitor del Coeficiente de Arrastre para la Malla 1	175
Figura 109. Monitor del Coeficiente de Arrastre para la Malla 9	176
Figura 110. Monitor del Coeficiente de Arrastre para la Malla 15	177
Figura 111. Monitor del Coeficiente de Arrastre para la Malla 17	178
Figura 112. Contornos de Presión sobre la Superficie del Vehículo	180
Figura 113. Vista superior de los Contornos de Presión sobre la Superficie del Vehículo y el Piso.....	180
Figura 114. Contornos de presión sobre el plano de simetría – Malla 15.....	181
Figura 115. Vista detallada de los contornos de presión sobre el plano de simetría – Malla 15.....	182
Figura 116. Contornos de presión sobre el plano de simetría – Simulación Final	183
Figura 117. Vista detallada de los contornos de presión sobre el plano de simetría – Simulación Final	183
Figura 118. Contornos de Presión sobre las Superficies Aerodinámicas en un Plano de Corte – Simulación Final	184
Figura 119. Estela de Flujo detrás de un Cuerpo Esbelto con Separación del Flujo en el Área Base.....	185
Figura 120. Campo de Velocidades en el Plano de Simetría a lo Largo del Dominio Computacional – Malla 15.....	186
Figura 121. Vista Detallada del Campo de Velocidades en el Plano de Simetría sobre el Vehículo – Malla 15	187

Figura 122. Campo de Velocidades en el Plano de Simetría a lo Largo del Dominio Computacional – Simulación Final	188
Figura 123. Vista Detallada del Campo de Velocidades en el Plano de Simetría sobre el Vehículo – Simulación Final	188
Figura 124. Comportamiento de la velocidad sobre las superficies aerodinámicas en un plano de corte con el modelo de turbulencia	190
Figura 125. Puntos A y B sobre la superficie de un vehículo en una corriente libre	192
Figura 126. Coeficientes de Velocidad y Presión Negativos sobre la Línea Central de Media Esfera en una Corriente Libre.....	193
Figura 127. Línea Superficial sobre el Vehículo	194
Figura 128. Coeficientes de Presión del Vehículo	195
Figura 129. Coeficientes de Velocidad del Vehículo.....	197
Figura 130. Punto Típico de Medición de la Velocidad en un Flujo Turbulento ...	199
Figura 131. Comportamiento de la Energía Cinética Turbulenta en el Plano de Simetría sobre el Vehículo	201
Figura 132. Comportamiento de energía cinética turbulenta sobre las superficies aerodinámicas	201
Figura 133. Visualización de los Contornos de Viscosidad de Remolino sobre el Plano de Simetría	203
Figura 134. Esquema Isométrico del EMO-C Car de ARTeC para el PEC 2011	205
Figura 135. Coeficientes de Arrastre para Mini Autos Autos Deportivos y Promedios para Diferentes Tipos de Autos.....	207
Figura 136. Dimensionamiento del Boceto de la Esfera	226
Figura 137. Dimensionamiento de la Esfera	227
Figura 138. Esfera Simplificada	227
Figura 139. Selección de Fluid Flow (Fluent).....	228

Figura 140. Menús de Opciones para Importar la Geometría	229
Figura 141. Opción Enclosure.....	230
Figura 142. Enclosure.....	230
Figura 143. Volumen de Control Generado para la Esfera	231
Figura 144. Malla Computacional de la Esfera	232
Figura 145. Vista Inferior de la Malla Computacional de la Esfera.....	232
Figura 146. Refinamiento de la Esfera.....	233
Figura 147. Acercamiento al Refinamiento de la Esfera	233
Figura 148. Definición de la condición de frontera	234
Figura 149. Condiciones de Frontera Creadas	235
Figura 150. Aspectos de Simulación Usados para la Esfera	236
Figura 151. Análisis de la Esfera a través de Fluent.....	237
Figura 152. Contornos de Presión sobre la Esfera	238
Figura 153. Contornos de Presión sobre la Esfera y el Plano de Simetría	238
Figura 154. Contornos de Velocidad sobre la Esfera.....	238
Figura 155. Túnel de Viento en Bucle – Sauber F1 Team	239
Figura 156. Distancia Adimensional de Muro Y+ sobre la Línea Longitudinal Superficial del Vehículo	240

LISTA DE ANEXOS

	pág.
Anexo A. CÁLCULOS DE SIMILARIDAD	218
Anexo B. INTRODUCCIÓN A LA SIMULACIÓN CFD A TRAVÉS DE UNA GEOMETRÍA SIMPLE.....	225
Anexo C. INFOGRAFÍA TÚNEL DE VIENTO FÓRMULA 1	239
Anexo D. DISTANCIA ADIMENSIONAL DE MURO Y^+	2180

NOMENCLATURA

$v = \text{Volumen de Control}$

$S = \text{Superficie de Control}$

$dv = \text{Diferencial de Volumen}$

$V = \text{Velocidad}$

$A = \text{Área}$

$dt = \text{Diferencial de Tiempo}$

$V dt = \text{Distancia}$

$V_n dt = \text{Altura del Cilindro}$

$V_n = \text{Velocidad Normal}$

$\rho = \text{Densidad}$

$dS = \text{Área de Superficie}$

$B = \text{Flujo Másico Neto Saliendo del Volumen de Control}$

$C = \text{Tasa de Cambio a la Cual se Reduce la Masa dentro del Volumen de Control}$

$F = \text{Fuerza}$

$m = \text{Masa}$

$a = \text{Aceleración}$

$m = \text{Momentum}$

$P = \text{Presión}$

$f = \text{Fuerza Neta del Cuerpo por Unidad de Masa}$

$F_{\text{viscous}} = \text{Fuerza Viscosa}$

$G = \text{Flujo de Momentum Neto Saliendo del Volumen de Control}$

$H =$ Tasa de Cambio de Momentum debido a Fluctuaciones dentro del V. de C.

$c =$ Velocidad de la Onda

$k =$ Energia Cinética Turbulenta

$\varepsilon =$ Disipación de la Turbulencia de Remolino

$\omega =$ Tasa de Disipación Especifica

$\square =$ Velocidad en x

$\square =$ Velocidad en y

$\square =$ Velocidad en z

$M =$ Número Mach

$q_{\infty} =$ Presión Dinámica

$C_p =$ Coeficiente de Presión

$p_{\infty} =$ Presión Local

$u' =$ Componente Fluctuante

$C_D =$ Coeficiente de Arrastre

$C_L =$ Coeficiente de Sustentación

$V_{\infty} =$ Velocidad Local

$U =$ Componente Estacionaria Media

$\mu_t =$ Viscosidad de Remolino

$\pi =$ Pi

$R' =$ Resultante Aerodinámica

$C_R =$ Coeficiente de la Fuerza Aerodinámica Resultante

$Re =$ Número de Reynolds

$T =$ *Temperatura*

$T_{\infty} =$ *Temperatura Local*

$n =$ *Número de Moles*

$R =$ *Constante de los Gases*

$R^* =$ *Constante del Aire*

$T_{ref} =$ *Temperatura de Referencia*

$\mu_{ref} =$ *Viscosidad a la Temperatura de Referencia*

$S' =$ *Temperatura de Sutherland*

$\mu =$ *Viscosidad Dinámica*

$l =$ *Longitud*

$Re_t =$ *Número de Reynolds del Modelo en Tunel de Viento*

$\rho_t =$ *Densidad del Modelo en el Tunel de Viento*

$\mu_t =$ *Viscosidad Dinamica del Modelo en el Tunel de Viento*

$V_t =$ *Velocidad del Modelo en el Tunel de Viento*

$l_t =$ *Longitud del Modelo en el Tunel de Viento*

$Re_r =$ *Número de Reynolds para el Vehículo Real*

$l_{t2} =$ *Longitud del Modelo en el Tunel de Viento Recalculada*

$a =$ *Velocidad del Sonido*

$\gamma =$ *Razón de Calor Especifico*

$a_r =$ *Velocidad del Sonido para el Vehículo Real*

$a_t =$ *Velocidad del sonido del Modelo en el Tunel de Viento*

$M_r =$ *Número Mach para el Vehículo Real*

$M_t = \text{Número Mach del Modelo en el Tunel de Viento}$

RESUMEN

El presente trabajo expone detalladamente el proceso de análisis y validación aerodinámica de un vehículo de competición eléctrico tipo formula a través del uso de la Dinámica de Fluidos Computacional, con el fin de evaluar su desempeño en condiciones de competición y consignar los resultados obtenidos en su datasheet. Se presenta el fundamento teórico concerniente a la Dinámica de Fluidos Computacional de manera general, y luego es orientada hacia su utilización para flujos externos sobre vehículos terrestres. Adicionalmente se presenta el modelamiento CAD del vehículo en estudio, la determinación del dominio computacional, su respectivo enmallado, condiciones de celda y de frontera, establecimiento de sus métodos de solución, solución, resultados y análisis de los resultados obtenidos. Se realiza con ahínco la respectiva validación de los resultados obtenidos, referenciando artículos científicos aplicados a estudios similares.

Finalmente, se brindan las recomendaciones necesarias para llevar a cabo investigaciones como la presentada en este trabajo y futuros estudios que pueden ser llevados a cabo para el análisis complementario para la determinación del desempeño aerodinámico del vehículo.

PALABRAS CLAVE

- ✓ AERODINÁMICA
- ✓ DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL
- ✓ FLUJO EXTERNO
- ✓ VALIDACIÓN
- ✓ VEHÍCULO DE COMPETICIÓN TIPO FORMULA

ABSTRACT

The current document expounds in detail the aerodynamic analysis and validation processes of an electric racing vehicle formula type, through the use of the Computational Fluid Dynamics, in order to assess its performance in competition conditions and to record the obtained results in the respective datasheet. The theoretical foundation concerning to the Computational Fluid Dynamics is presented in a general way, and afterwards, this is oriented for external flows over ground vehicles. In addition, the vehicle's CAD modeling is presented, as well as the computational domain determination, its respective meshing, cell zone and boundary conditions, the solution methods establishment, solution, outcomes and the obtained outcomes analysis. With effort, the respective validation of the obtained outcomes is carried out, referencing scientific articles applied to similar studies.

Finally, the necessary recommendations are provided to perform researches like the expounded in this document and also, future studies could be carried out for the complementary analysis for the vehicle's aerodynamic performance determination.

KEYWORDS

- ✓ AERODYNAMICS
- ✓ COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS
- ✓ EXTERNAL FLOW
- ✓ VALIDATION
- ✓ RACING VEHICLE FORMULA TYPE

INTRODUCCIÓN

El estudio del flujo externo sobre vehículos de competición es un pilar fundamental para el automovilismo, dado que a través de dicho estudio se pueden evaluar aspectos concernientes al desempeño del vehículo en pista, como lo son las cargas aerodinámicas y coeficientes de sustentación y arrastre.

La aerodinámica juega un papel tan importante en las prestaciones de un coche, que hay categorías en las que los apéndices aerodinámicos están completamente prohibidos, como en la Formula Ford o la Formula Vauxhall Junior. En categorías superiores, la utilización de apéndices está estrictamente controlada para que los pilotos aprendan progresivamente el modo de manejarlos, explotarlos y ponerlos a punto, para que trabajen a su favor, antes de subir a categorías donde su uso es crucial¹.

Actualmente las escuderías de la Formula 1, tienen dos opciones para analizar el comportamiento aerodinámico de sus vehículos, como lo expresa Willem Toet: “La investigación aerodinámica está limitada hoy en día para ambas, el túnel de viento y la Dinámica de Fluidos Computacional, CFD. Con CFD solo se puede usar una cierta cantidad de capacidad de computo mientras se hacen los respectivos cálculos y el equivalente en términos de túnel de viento son las “horas en viento”, lo cual realmente es la cantidad de tiempo que se gasta en el túnel con el aire fluyendo”².

En el presente trabajo se realizó una aproximación computacional del comportamiento aerodinámico de un vehículo eléctrico. La finalidad de este trabajo es obtener el coeficiente de arrastre y sustentación del vehículo a una velocidad promedio de competencia, aparte de evaluar su desempeño aerodinámico a lo largo del mismo y validar dichos datos con los resultados obtenidos en estudios similares.

¹ MCBEATH, Simon. Aerodinámica del Automóvil de Competición. Barcelona: CEAC, 2005. p.17.

² TOET, Willem. How Wind Tunnels Work - F1 explained - Sauber F1 Team. {En línea}. {22 de Septiembre de 2016} disponible en: (http://www.sauberf1team.com/fileadmin/user_upload/redactors/documents/pdf/WindTunnel.pdf).

1. ANTECEDENTES

La Fundación Universitaria Los Libertadores ha tenido una alianza estratégica con el Sena durante algunos años; durante ese tiempo, varios proyectos han sido desarrollados por ambas instituciones, un claro ejemplo es la competencia "Fórmula Sena Eco", que ha contado con la participación de Los Libertadores con el diseño y la fabricación en materiales compuestos de la carrocería del vehículo y superficies aerodinámicas para dos ocasiones, en las carreras correspondientes a los años 2013 y 2014.

La Formula Sena Eco es una competencia académica, donde los estudiantes fabricaran vehículos de competición eléctricos. Cada equipo debe asumir el rol de una empresa que se dedica a fabricar vehículos de competición eléctricos³.

La carrocería que se desarrolló por parte de la Fundación Universitaria Los Libertadores para el auto eléctrico de la escudería DCM (Distrito Capital Motors) para la Fórmula Sena Eco 2013, fue diseñada y fabricada tomando como punto de partida el chasis y la configuración cruciforme del mismo, por las baterías a los costados de la cabina con las que contaba el monoplaza en dicho momento. Lo que se buscaba con esta carrocería era su realización en fibra de vidrio MAT por motivos de reducción de peso y resistencia mecánica, con los requerimientos de que en primer lugar esta se adaptara al auto y proporcionara una mejora aerodinámica por lo cual se desarrolló un alerón, el cual no fue montado, ni probado con dicho vehículo; y en segundo lugar, que ésta cumpliera con los reglamentos estipulados para la competencia.

Dos trabajos de grado fueron realizados en base al vehículo del 2013. El primero de ellos fue titulado: *"VALIDACIÓN AERODINÁMICA, ANÁLISIS COMPUTACIONAL Y EXPERIMENTAL DEL DISEÑO DE UN CARRO ELÉCTRICO TIPO FÓRMULA, Y FABRICACIÓN DE ALERÓN DELANTERO PARA LA ESCUDERÍA DCM COMPETENCIA SENA ECO 2013"*⁴, el cual tenía como objetivo principal validar aerodinámicamente el diseño de un carro eléctrico

³ SERVICIO NACIONAL DE APRENDIZAJE SENA. Reglamento Técnico Formula Sena Eco 2012-2013. {En línea}. {23 de Septiembre de 2016} disponible en: ([http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20\(2\).pdf](http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20(2).pdf)).

⁴ RODRÍGUEZ, Yuly y ROJAS, Lizeth. Validación aerodinámica, análisis computacional y experimental del diseño de un carro eléctrico tipo fórmula, y fabricación de alerón delantero para la escudería DCM competencia SENA eco 2013. Bogotá , 2014, 299p. Trabajo de grado (Ingeniería Aeronáutica). Fundación Universitaria Los Libertadores. Facultad de ingeniería.

para la Formula Sena Eco por medio de análisis computacionales y experimentales, del cual no se obtuvo validación alguna y tampoco datos del desempeño aerodinámico del vehículo. El segundo de ellos, fue un trabajo titulado: *“DISEÑO INDUSTRIAL Y PRODUCCIÓN DE LA CARROCERÍA DEL VEHÍCULO ELÉCTRICO PARA LA ESCUDERÍA DCM EN LA COMPETENCIA FORMULA SENA ECO 2013”*⁵, cuyo objetivo principal fue realizar el diseño industrial y producir la carrocería para el vehículo eléctrico de la escudería DCM para la Formula Sena Eco, el cual fue enfocado hacia el área del diseño y la manufactura de la carrocería del vehículo.

El diseño y construcción de la carrocería para el auto de la escudería DCM para la carrera del 2014 de la Fórmula Sena Eco regresa a las manos de Los Libertadores. El auto llega con una nueva configuración estructural, esta vez la carrocería se ha de acoplar a un chasis con una disposición lineal. Se hace la propuesta del Sena de realizar la carrocería en materiales compuestos de vanguardia en la aplicación aeronáutica como lo son la fibra de carbono, la fibra de vidrio y kevlar, para garantizar su resistencia y poco peso; adicional a esto se hace el requerimiento de ganancia de velocidad y de estabilidad en las curvas por lo cual se infiere el desarrollo y la implementación de un alerón. Por parte del Sena se pide tomar como modelo a seguir el auto de competición Nissan Deltawing Gt6, adaptado al auto de la escudería DCM con estructura lineal.

⁵ REYES, Jose. Diseño Industrial Y Producción De La Carrocería Del Vehículo Eléctrico Para La Escudería Dcm En La Competencia Formula Sena Eco 2013. Bogotá , 2015, 109p. Trabajo de grado (Ingeniería Aeronáutica). Fundación Universitaria Los Libertadores. Facultad de ingeniería.

2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

2.1. DESCRIPCIÓN Y PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Para la carrera realizada el día 6 de Diciembre de 2014, se cumplió con el diseño y construcción de la carrocería junto con sus superficies aerodinámicas, y su respectivo montaje para la competición. En dicha carrera se denotó mejora en los tiempos del vehículo, por las nuevas velocidades alcanzadas, y mayor maniobrabilidad en curvas, sin embargo, no se ha analizado y demostrado cuantitativamente un rendimiento aerodinámico que valide las mejoras evidenciadas, en pocas palabras, el análisis y la validación aerodinámica del auto de competición de la escudería DCM no se han llevado a cabo. Si bien, es cierto que hubo una mejora en el rendimiento del vehículo, es necesario para el datasheet del vehículo constatar dichos resultados a través de los correspondientes estudios, y de esta manera soportar las mejoras evidenciadas con los resultados de los análisis y su respectiva validación. Por ende, el eje central de este proyecto es el siguiente cuestionamiento: ¿CUÁL ES EL RENDIMIENTO AERODINÁMICO DEL VEHÍCULO MONOPLAZA DE COMPETICIÓN ELÉCTRICO DE LA ESCUDERÍA DCM?

2.2. JUSTIFICACIÓN

A través de este proyecto, se busca analizar el comportamiento aerodinámico del vehículo con un software de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD). De esta manera se podrá evaluar su desempeño, en términos de los coeficientes de arrastre y de sustentación. Se tienen como base las características de diseño del vehículo y las condiciones ambientales en las cuales el auto compitió. Finalmente la validación del vehículo se dará a través del análisis e interpretación de los resultados obtenidos y su posterior comparación con artículos científicos orientados a este tipo de estudios, teniendo en cuenta que validación es el proceso de determinar el grado al cual un modelo es una representación exacta del mundo real desde la perspectiva de los usos previstos del modelo⁶.

En la actualidad, la aerodinámica, y la utilización de materiales compuestos tipo fibra son los que marcan el camino a seguir en las competiciones automovilísticas de toda índole, además de esto, ingenieros aeronáuticos son los llamados para el estudio, investigación, desarrollo y optimización de diferentes tipos de automóviles de competición y gran turismo, cuyas velocidades pueden ser mejoradas aún más por la aerodinámica del vehículo, estabilidad y desempeño, con el uso e implementación de alerones y procesos de manufactura aeronáuticos aplicados a los automóviles.

Por lo cual con este proyecto, además, se busca demostrar la versatilidad del ingeniero aeronáutico en diferentes campos y la necesidad de este para innovaciones tecnológicas e investigaciones y desarrollos científicos aplicados a diferentes industrias, en las cuales los ingenieros aeronáuticos son muy deseados y valorados por su conocimiento, su trabajo y su capacidad de implementar tecnologías aeroespaciales. El automovilismo y toda la industria automotriz ahora yacen intrínsecos en el ingeniero aeronáutico.

⁶ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p. 293.

2.3. OBJETIVOS

2.3.1. Objetivo General

Analizar y validar aerodinámicamente el vehículo monoplaza de competición eléctrico de la escudería DCM para la Formula Sena Eco 2014.

2.3.2. Objetivos Específicos

- ✓ Buscar información orientada a la optimización aerodinámica de vehículos de competición y estudios aerodinámicos aplicados a ellos.
- ✓ Diseñar y modelar la carrocería del vehículo monoplaza de competición eléctrico de la escudería DCM a través de un software de CAD.
- ✓ Simular computacionalmente el flujo de aire sobre el vehículo en estudio.
- ✓ Validar los resultados obtenidos computacionalmente a través del uso de artículos científicos aplicados a este tipo de estudios.

2.4. ALCANCES

Con la realización de este trabajo se pretende:

- ✓ Reafirmar que a través del desarrollo de diferentes proyectos, por parte de la Fundación Universitaria Los Libertadores, se genera el espacio para los futuros ingenieros de aplicar sus conocimientos de una manera versátil e innovadora para diferentes necesidades.
- ✓ Ofrecer a los compañeros otros semestres, una base fundamentada para el análisis de flujo externo sobre diferentes vehículos para futuros proyectos institucionales.
- ✓ Contribuir en la realización de diferentes estudios orientados hacia las temáticas concernientes al vehículo de competición eléctrico de la escudería DCM.
- ✓ Brindar el complemento ingenieril a la realización de la carrocería y superficies aerodinámicas, en lo que se refiere al desempeño aerodinámico del vehículo de la escudería DCM.

2.5. LIMITACIONES

Durante la realización de este trabajo se evidenciaron las siguientes limitaciones:

- ✓ Los recursos computacionales limitaron este trabajo debido al alto costo de procesamiento y almacenamiento que requieren las simulaciones de este tipo.
- ✓ La geometría del vehículo en sus detalles, no pudo ser parte de este análisis, ya que se requirió realizar una serie de simplificaciones y suposiciones durante el desarrollo del proyecto.

No obstante, y pese a estas limitaciones, el análisis computacional del comportamiento aerodinámico pudo ser realizado y se puede ahondar aún más en este, llevando a cabo las recomendaciones que se expondrán más adelante.

3. METODOLOGÍA

3.1. TIPO DE INVESTIGACIÓN

El tipo de estudio utilizado en la presente investigación es descriptivo, ya que se quiere determinar y analizar el comportamiento aerodinámico de un vehículo en condiciones de competencia y en base a esto, validar e interpretar los resultados obtenidos con estudios similares. El proyecto se basa en un método de observación cuantitativo y se basa en siete fases:

3.2. FASES DEL PROYECTO

3.2.1. Fase de Consulta

Se da inicio con la consulta de temáticas concernientes con la Dinámica de Fluidos Computacional, desde sus principios físicos hasta su operación y limitaciones. Se exalta la importancia de esta fase, dado que es la que permite tener pleno entendimiento y comprensión de lo que se hace al momento de operar un software de CFD y brinda las bases necesarias para utilizarlo como una herramienta que permita dar solución la temática a desarrollar. Además, se consultan diferentes artículos científicos relacionados con estudios aplicados a la aerodinámica externa en vehículos a través de las bases de datos de la universidad.

3.2.2. Fase de Diseño y Modelamiento CAD del Vehículo

El eje central de esta fase es el modelo CAD del vehículo; dado que esta es la representación del objeto en estudio en un entorno digital. Primeramente, se representa fielmente el vehículo real, luego, es de carácter mandatorio realizar una limpieza de la geometría, es decir, simplificar ciertos detalles para así hacer más fácil su estudio en el software de CFD. Además, se determina el dominio computacional, basándose en el vehículo.

3.2.3. Fase de Relacionamiento con el Software de CFD

En esta fase se busca acoplar la teoría y la práctica, es decir, los conocimientos adquiridos de la temática de CFD con el software de CFD, y aprender acerca de

su funcionamiento, herramientas y demás. Con este fin, se llevan a cabo diferentes pruebas con geometrías simples en condiciones ideales.

3.2.4. Fase de Elaboración y Optimización de la Malla Computacional

En esta etapa habiendo ya determinado el dominio computacional, en este caso el volumen de control, es necesario elaborar su respectivo enmallado, teniendo en cuenta los diferentes tipos de elementos y las distintas características y parámetros para realizarlo. En adición, se realizan distintos tipos de refinamiento sobre varias zonas de interés dentro del dominio computacional. También, es necesario crear una gama de mallas, desde la más gruesa hasta la más fina, para su posterior estudio.

3.2.5. Fase de Convergencia Numérica

El objetivo principal de la presente fase es realizar un estudio de convergencia numérica, por medio del cual, se busca elegir la malla que, posterior a su respectiva simulación, arroje resultados precisos sin mayor variación, y con menor costo computacional. Para ello se hace elección de las mallas más representativas en cuanto a la variación de calidad de las mismas y se simulan estas bajo las mismas condiciones.

3.2.6. Fase de Simulación

Habiendo ya discernido y elegido la malla óptima, en esta fase se procede a realizar la simulación final, correspondiente al desempeño aerodinámico del vehículo en condiciones de carrera y lo más exacta posible a la realidad. Esta simulación se hace más compleja dado al valor agregado de ciertas condiciones, modelos y características implementadas en la simulación para dar este grado de fiabilidad en cuanto a sus resultados y comportamiento.

3.2.7. Fase de Análisis de Resultados y Validación

Finalmente, en esta etapa culminante del proyecto, se analizan todos los resultados obtenidos en la simulación, se determina el comportamiento del vehículo de acuerdo a lo evidenciado y se procede a validar dichos resultados en base a diferentes artículos científicos concernientes a estudios similares al del presente proyecto, es decir, estudios que se hayan realizado con el fin de evaluar el flujo externo sobre diferentes tipos de vehículos.

4. MARCO TEÓRICO

4.1. AERODINÁMICA: PRINCIPIOS Y ECUACIONES FUNDAMENTALES

4.1.1. Modelos de Fluido: Volúmenes de Control y Elementos de Fluido

La aerodinámica es una ciencia fundamental, basada en la observación física. Una virtud importante del éxito de los aerodinamistas, tanto ingenieros como científicos, es la posesión de una buena intuición física, basada en el pensamiento y la experiencia, lo cual les permite tomar decisiones razonables en problemas difíciles. Por ello, es necesario entender y comprender la física que yace intrínseca en cada fenómeno de la naturaleza, en este caso la aerodinámica.

Para construir las ecuaciones básicas de la aerodinámica, es necesario conocer las bases y principios en las cuales estas se cimientan. Hay un cierto procedimiento filosófico involucrado con el desarrollo de estas ecuaciones:

1. Convocar tres principios fundamentales de la física, los cuales son profundamente arraigados en las observaciones macroscópicas de la naturaleza, los cuales son:
 - a. La conservación de masa: La masa no puede ser creada o destruida.
 - b. La segunda ley de Newton: $Fuerza = Masa * Aceleración$.
 - c. La conservación de la energía: Solo puede cambiar de una forma a otra.
2. Determinar un modelo adecuado del fluido. Teniendo en cuenta que un fluido es una sustancia blanda, por lo cual es usualmente más difícil describirla en comparación con un cuerpo sólido bien definido. Por consiguiente, se tiene que adoptar un modelo razonable del fluido al cual se podrán aplicar los principios establecidos anteriormente.
3. Aplicar los principios físicos fundamentales listados para el modelamiento del fluido determinado anteriormente, con el fin de obtener ecuaciones matemáticas, las cuales describirán apropiadamente la física del flujo. Sucesivamente, usar estas ecuaciones fundamentales para analizar cualquier problema de flujo aerodinámico de interés.

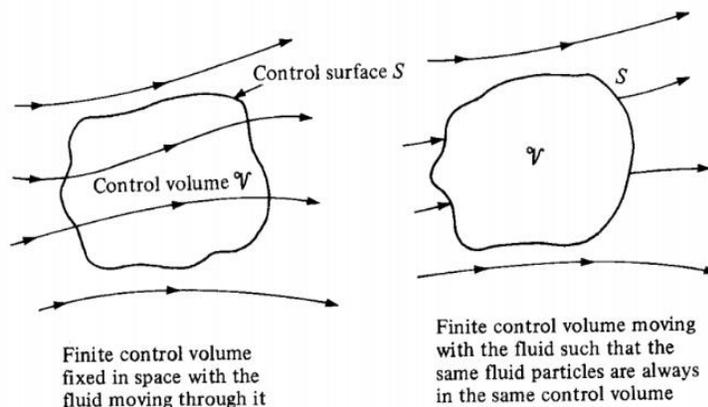
¿Qué es un modelo apropiado del fluido?, ¿Cómo se visualiza esta sustancia blanda con el fin de aplicar los principios físicos fundamentales a esta? Son interrogantes que surgen para la determinación de un modelo de fluido adecuado

para el análisis, y en este sentido no hay una respuesta simple a esta pregunta, por el contrario, tres modelos diferentes han sido usados exitosamente a través de la evolución de la aerodinámica moderna⁷:

4.1.1.1. Aproximación al Volumen de Control Finito

Se considera un campo de flujo general representado por las líneas de corriente en la figura 1. e imagine un volumen cerrado establecido dentro de una región finita del flujo. Este volumen se define como un volumen de control \mathcal{V} , y una superficie de control S es definida como la superficie cerrada que limita el volumen de control. El volumen de control puede estar fijo en el espacio con fluido moviéndose a través de él, como se muestra al lado izquierdo de la figura 1. Alternativamente, el volumen de control puede estar moviéndose con el fluido de modo que las mismas partículas de fluido están siempre dentro de él, como se muestra al lado derecho de la figura 1. En ambos casos, el volumen de control es una región finita razonablemente grande del flujo. Los principios físicos fundamentales son aplicados al fluido dentro del volumen de control, y al fluido cruzando la superficie de control (Si el volumen de control está fijo en el espacio). Por lo tanto, en vez de mirar el campo de fluido entero una vez, con el volumen de control se limita la atención a solamente el fluido en la región finita del volumen en sí mismo.

Figura 1. Aproximación al Volumen de Control Finito



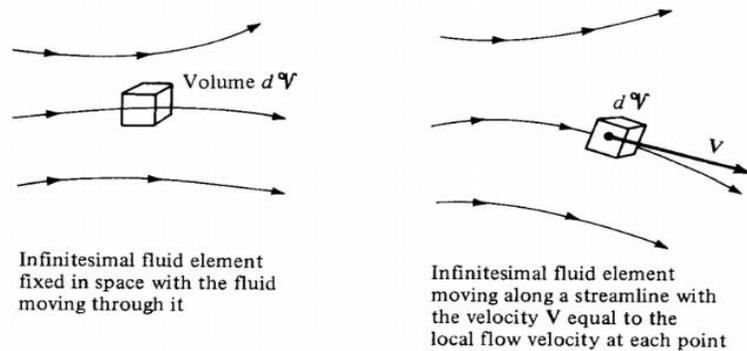
Fuente: ANDERSON, John. *Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles*. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.100.

⁷ ANDERSON, John. *Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles*. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.99.

4.1.1.2. Aproximación al Elemento de Fluido Infinitesimal

Se considera un campo de flujo general como el representado por las líneas de flujo en la figura 2. e imaginando un pequeño elemento de fluido infinitesimal en el flujo, con un volumen diferencial dV . El elemento de fluido es infinitesimal en el mismo sentido como en el cálculo diferencial, sin embargo, es lo suficientemente grande para contener un enorme número de moléculas para que este pueda ser visto como un medio continuo. El elemento de fluido puede ser fijo en el espacio con el fluido moviéndose a través de él, como se muestra en la figura 2. Alternativamente, este puede ser movido a lo largo de una línea de flujo con velocidad V , igual al flujo de velocidad a cada punto. De nuevo, en vez de mirar al campo de flujo entero una vez, los principios físicos fundamentales son aplicados solamente al elemento de fluido en sí mismo⁸.

Figura 2. Aproximación al Volumen de Control Finito



Fuente: ANDERSON, John. *Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles*. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.101.

4.1.1.3. Aproximación Molecular

En realidad, por supuesto, el movimiento de un fluido es una ramificación del movimiento de sus átomos y moléculas. Por lo tanto, un tercer modelo del flujo puede ser una aproximación microscópica, en donde, las leyes fundamentales de

⁸ ANDERSON, John. *Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles*. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.100.

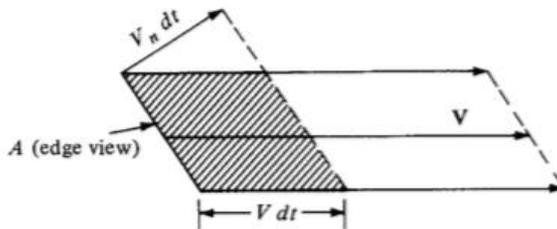
la naturaleza son aplicadas directamente a los átomos y las moléculas, usando aproximaciones estadísticas apropiadas para definir las propiedades resultantes del fluido⁹. Esta aproximación está en el ámbito de la Teoría Cinética, la cual es un método muy complejo con muchas ventajas a largo plazo. Sin embargo, está más allá del alcance de este documento.

En resumen, el modelo de flujo puede usualmente ser categorizado bajo una de las aproximaciones descritas anteriormente.

4.1.2. Ecuación de Continuidad

Habiendo ya conocido los diferentes modelos que pueden ser utilizados para el estudio del movimiento del fluido, ahora se aplicaran los principios físicos fundamentales para estos modelos. Se emplea el modelo de un volumen de control fijo en el espacio como el bosquejo de la izquierda en la figura 1. Aquí, el volumen de control está fijo en el espacio, con el flujo moviéndose a través de él. El volumen de control v y la superficie de control S son constantes respecto al tiempo, y la masa de fluido contenida dentro del volumen de control puede cambiar como una función del tiempo (Debido a las fluctuaciones no estacionarias del campo de flujo).

Figura 3. Esquema de Flujo de Masa a través del Área A en un Campo de Flujo



Fuente: ANDERSON, John. *Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles*. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.107.

Antes de empezar con la derivación de las ecuaciones fundamentales de la aerodinámica, se examinara un concepto vital para esas ecuaciones, específicamente, el concepto de flujo de masa. Se considera un área A, arbitrariamente orientada en un campo de flujo como el mostrado en la figura 3. En la figura 3, se observa una vista de borde del área A. Dejando ser A lo

⁹ ANDERSON, John. *Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles*. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.101.

suficientemente pequeña para que el flujo de velocidad V sea uniforme a través de A . Considerando que los elementos de fluido con velocidad V pasan a través de A . Con un tiempo dt después de cruzar A , se han movido una distancia $V dt$ y han abandonado el volumen sombreado mostrado en la figura 3¹⁰. Este volumen es igual al área base A veces la altura de del cilindro $V_n dt$, donde V_n es el componente de velocidad normal a A ; esto es:

$$Volume = (V_n dt)A \quad \text{Ecuación 1}$$

La masa dentro del modelo sombreado es por lo tanto:

$$Mass = \rho(V_n dt)A \quad \text{Ecuación 2}$$

Esta es la masa que ha sobrepasado A en un tiempo dt . Por definición, el flujo de masa a través de A , es la masa cruzando A por segundo. Por ejemplo: Kg/s. Dejando \dot{m} denotar el flujo de masa, se tiene:

$$\dot{m} = \frac{\rho(V_n dt) A}{dt} \quad \text{Ecuación 3}$$

$$\dot{m} = \rho V_n A \quad \text{Ecuación 4}$$

La ecuación anterior demuestra que el flujo de masa a través de A es dado por el producto:

$$Area \times Density \times Component\ of\ flow\ velocity\ to\ the\ area \quad \text{Ecuación 5}$$

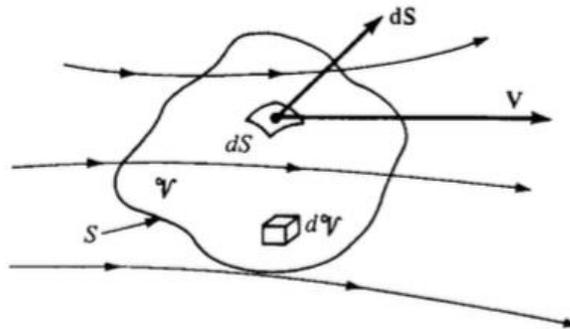
Un concepto relacionado es el de flujo másico, definido como el flujo de masa por unidad de área.

$$Mass\ Flux = \frac{\dot{m}}{A} = \rho V_n \quad \text{Ecuación 6}$$

Las unidades del flujo másico son Kg/(s.m²).

¹⁰ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.107.

Figura 4. Volumen de Control Finito Fijo en el Espacio



Fuente: ANDERSON, John. *Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles*. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.109.

En este punto, es posible aplicar el primer principio físico al volumen de control fijo en el espacio.

Principio Físico: La masa no puede ser creada ni destruida.

Considerando un campo de flujo en donde todas las propiedades varían con locación espacial y tiempo. Por ejemplo: $\rho = (x, y, z, t)$. En este campo de flujo se considera el volumen de control finito, fijo, mostrado en la figura 4. En un punto en la superficie de control, la velocidad del flujo es V y el vector elemental de área de superficie es dS . Además, dv es un volumen elemental dentro del volumen de control¹¹. Aplicado a este volumen de control, el principio físico de arriba quiere decir:

$$B = C \quad \text{Ecuación 7}$$

Flujo másico neto saliendo del volumen de control a través de la superficie
 =
Tasa de cambio a la cual se reduce la masa dentro del volumen de control

Primeramente, obtendremos una expresión para B en términos de las cantidades mostradas en la figura 4. De la ecuación de flujo de masa, se obtiene que el flujo de masa elemental a través del área dS es:

$$\rho V_n dS = \rho V \cdot dS \quad \text{Ecuación 8}$$

¹¹ ANDERSON, John. *Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles*. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.108.

Examinando la figura 4, se denota que por convención, dS siempre apuntará en la dirección fuera del volumen de control. Por consiguiente, cuando V también apunta fuera del volumen de control, el producto $\rho V \cdot dS$ es positivo. Además, cuando V apunta fuera del volumen de control, el flujo de masa está físicamente dejando el volumen de control. Por lo tanto, $\rho V \cdot dS$ positivo denotará una salida de flujo. Cuando V apunte dentro del volumen de control se obtendrá un $\rho V \cdot dS$ negativo, lo cual denotará una entrada de flujo. El flujo de masa neto saliendo de la superficie de control entera S es la suma total sobre S de los flujos de masa elementales¹². En el límite, esta se convierte en una superficie integral, la cual es físicamente B :

$$B = \oiint \rho V \cdot dS \quad \text{Ecuación 9}$$

Ahora, considerando C , la masa contenida dentro del volumen elemental dv es:

$$\rho dv \quad \text{Ecuación 10}$$

Por lo tanto, la masa total dentro del volumen de control es:

$$\iiint \rho dv \quad \text{Ecuación 11}$$

La tasa de cambio del incremento de masa dentro de v es luego:

$$\frac{\delta}{\delta t} \iiint \rho dv \quad \text{Ecuación 12}$$

A su vez, la tasa de cambio del decrecimiento de masa dentro de v es negativa:

$$-\frac{\delta}{\delta t} \iiint \rho dv = C \quad \text{Ecuación 13}$$

De este modo se obtiene que:

$$\oiint \rho V \cdot dS = -\frac{\delta}{\delta t} \iiint \rho dv \quad \text{Ecuación 14}$$

Por lo tanto:

¹² ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.109.

$$\frac{\delta}{\delta t} \iiint \rho dv + \iint \rho V \cdot dS = 0 \quad \text{Ecuación 15}$$

Esta ecuación es el resultado final de aplicar el principio físico de la conservación de masa a un volumen de control finito fijo en el espacio. Esta ecuación es llamada **la ecuación de continuidad**.

Nótese que la ecuación de continuidad está expresada en su forma integral, la cual es ampliamente usada cuando se quiere estudiar un fenómeno aerodinámico sobre una región finita del espacio en general. Mas sin embargo, cuando se quieren estudiar los detalles de un flujo y se quiere tener ecuaciones que relacionen las propiedades del flujo en un punto dado, es necesario reducir esta ecuación a su forma diferencial¹³.

Para empezar, dado que el volumen de control usado para obtener la ecuación de continuidad es fijo en el espacio, los límites de integración están también fijos. Por lo tanto, la derivada con respecto al tiempo puede ser ubicada dentro de la integral de volumen, y la ecuación de continuidad puede ser escrita así:

$$\iiint \frac{\delta}{\delta t} \rho dv + \iint \rho V \cdot dS = 0 \quad \text{Ecuación 16}$$

Aplicando el teorema de la divergencia, se obtiene:

$$\iiint \frac{\delta \rho}{\delta t} dv + \iiint \nabla \cdot (\rho V) dv = 0 \quad \text{Ecuación 17}$$

$$\iiint \left[\frac{\delta \rho}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho V) \right] dv = 0 \quad \text{Ecuación 18}$$

Se examina el integrando de la ecuación anterior. Si el integrando fuera un número finito, la ecuación requeriría que la integral sobre la parte del volumen de control fuera igual y opuesta en signo a la integral sobre el resto del volumen de control, así la integración neta será cero. De manera que el volumen de control finito es arbitrariamente dibujado en el espacio, no hay razón para esperar la cancelación de una región con otra. Por tanto, la única manera para que la integral sea cero en la ecuación para un volumen de control arbitrario es que el integrando sea cero en todos los puntos del volumen de control. Así, de la ecuación anterior se tiene:

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho V) = 0 \quad \text{Ecuación 19}$$

¹³ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3º Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.110.

Esta es la ecuación de continuidad en la forma de una ecuación diferencial parcial. Esta ecuación relaciona las variables del campo de flujo en un punto en el flujo, y es opuesta a la ecuación de continuidad en su forma integral que se encarga de un espacio finito¹⁴.

4.1.3. Ecuación de Momentum

La segunda ley de Newton con frecuencia es escrita como:

$$F = ma \quad \text{Ecuación 20}$$

Donde F es la fuerza ejercida en un cuerpo de masa m y a es la aceleración. De manera que una forma más general de la ecuación anterior es:

$$F = \frac{d}{dt}(mV) \quad \text{Ecuación 21}$$

Que reduce la primera ecuación por un cuerpo de masa constante. En esta ecuación mV es el momentum de un cuerpo de masa m . Esta ecuación representa el segundo principio fundamental sobre el cual la dinámica de fluidos teórica está basada.

Principio Físico: Fuerza = Tasa de cambio de momentum.

Se aplicará este principio al modelo de un volumen de control finito fijo en el espacio como en el boceto de la figura 4. El objetivo, es obtener expresiones para ambos lados de la ecuación en términos de variables de campo de flujo p , ρ , V , etc. Primeramente se concentrará la atención en el lado izquierdo de la ecuación, es decir, obtener una expresión para F , la cual es la fuerza ejercida en el fluido a medida que fluye a través del volumen de control. Esta fuerza proviene de dos fuentes:

1. Fuerzas de cuerpo: gravedad, fuerzas electromagnéticas, o cualquier otra fuerza que “actúe a la distancia” en el fluido dentro de v .
2. Fuerzas de superficie: Presión y esfuerzos cortantes actuando en la superficie de control S .

Dejando a f representar la fuerza neta del cuerpo por unidad de masa ejercida en el fluido dentro v . La fuerza de cuerpo en el volumen elemental dv en la figura 4 es por lo tanto:

¹⁴ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3º Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.111.

$$\rho f dv \quad \text{Ecuación 22}$$

Y la fuerza de cuerpo total ejercida en el fluido en el volumen de control es la suma de los de los elementales de arriba sobre el volumen v :

$$\text{Fuerza de cuerpo} = \iiint \rho f dv \quad \text{Ecuación 23}$$

La fuerza de superficie elemental debida a la presión actuando sobre el elemento de área dS es:

$$-pdS \quad \text{Ecuación 24}$$

En donde el signo negativo indica que la fuerza es en la dirección opuesta de dS . Es decir, la superficie de control está experimentando una fuerza de presión la cual es direccionada hacia el volumen de control y la cual se debe a la presión de los alrededores y la examinación de la figura 4 demuestra que esa fuerza dirigida hacia el interior es en la dirección opuesta de dS ¹⁵. La fuerza de presión completa es la suma total de las fuerzas elementales sobre la superficie de control entera:

$$\text{Fuerza de Presión} = - \iint pdS \quad \text{Ecuación 25}$$

En un flujo viscoso, los esfuerzos viscosos cortantes y normales también ejercen una fuerza de superficie. Una detallada evaluación de estos esfuerzos viscosos está más allá del alcance de este documento, por lo cual, simplemente se reconoce este efecto dejando $F_{viscous}$ denotar la fuerza viscosa total ejercida en la superficie de control. Ahora bien, se puede escribir una expresión para el lado F de la ecuación de la segunda ley de Newton. La fuerza total experimentada por el fluido a medida que se está extendiendo a través del volumen de control fijo es dada a través de la suma de las fuerzas de cuerpo, la fuerza de presión y las fuerzas viscosas:

$$F = \iiint \rho f dv - \iint pdS + F_{viscous} \quad \text{Ecuación 26}$$

Ahora, se considera el lado derecho de la ecuación de la segunda ley de Newton. La tasa de tiempo de cambio de momentum del fluido a medida que se extiende a través del volumen de control fijo es la suma de dos términos:

$$G \equiv \text{Flujo de momentum neto saliendo del volumen de control a través de la superficie } S$$

¹⁵ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3º Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.112.

y

Ecuación 27

H

\equiv Tasa de cambio de momentum debido a fluctuaciones dentro del volumen de control v

Considerando el término denotado por G , el flujo tiene cierto momentum a medida que este entra en el volumen de control en la figura 4, y en general, tiene un momento diferente a medida que este deja el volumen de control (Debido en parte a la fuerza F ejercida en el fluido a medida que este se está extendiendo a través v). El flujo neto de momentum saliendo del volumen de control a través de la superficie S es simplemente esta salida de flujo menos la entrada de momentum a través de la superficie de control. Este cambio de momentum es denotado por G . Para obtener una expresión para G , se trae de vuelta que el flujo de masa a través del área elemental dS es $(\rho V \cdot dS)$; por tanto, el flujo de momentum por segundo a través dS es:

$$(\rho V \cdot dS)V \quad \text{Ecuación 28}$$

El flujo neto de momentum saliendo del volumen de control a través de S es la suma total de las contribuciones de los elementales anteriores, específicamente:

$$G = \oint (\rho V \cdot dS)V \quad \text{Ecuación 29}$$

En esta ecuación, se trae de vuelta que los valores positivos de $(\rho V \cdot dS)$ representan el flujo de masa saliendo del volumen de control, y los valores negativos representan el flujo de masa entrando hacia el volumen de control¹⁶. Por tanto, en la ecuación anterior la integral sobre la superficie de control entera es una combinación de contribuciones positivas (Salida de flujo de momentum) y contribuciones negativas (Entrada de flujo de momentum), con el valor resultante de la integral representando la salida neta de flujo de momentum. Si G tiene un valor positivo, hay más flujo de momentum saliendo del volumen de control por segundo que entrando en él; y por el contrario, si G tiene un valor negativo hay más flujo de momentum entrando en el volumen de control por segundo que saliendo de él.

Ahora, se considera H . El momentum del fluido en el volumen elemental dv mostrado en la figura 4 es:

$$(\rho dv)V \quad \text{Ecuación 30}$$

¹⁶ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.113.

El momentum contenido a cualquier instante dentro del volumen de control es luego:

$$\iiint \rho V dv \quad \text{Ecuación 31}$$

Y su tasa de tiempo de cambio es debida a fluctuaciones inestables es:

$$H = \frac{\delta}{\delta t} \iiint \rho V dv \quad \text{Ecuación 32}$$

Combinando las ecuaciones correspondientes a G y H , se obtiene una expresión para la total tasa de tiempo de cambio de momentum a medida que este se extiende a través del volumen de control fijo, el cual a su vez representa el lado derecho de la ecuación de la segunda ley de Newton:

$$\frac{d}{dt}(mV) = G + H = \iint (\rho V \cdot dS)V + \frac{\delta}{\delta t} \iiint \rho V dv \quad \text{Ecuación 33}$$

Así se demuestra que la ecuación de la segunda ley de Newton:

$$F = \frac{d}{dt}(mV) \quad \text{Ecuación 34}$$

Aplicada a un flujo de fluido es:

$$\iiint \rho f dv - \iint p dS + F_{viscous} = \frac{\delta}{\delta t} \iiint \rho V dv + \iint (\rho V \cdot dS)V \quad \text{Ecuación 35}$$

La ecuación anterior, es la ecuación de momentum en su forma integral. Se denota que es una ecuación vectorial. Justo como en el caso de la forma integral de la ecuación de continuidad, esta ecuación tiene la ventaja de ser relacionada con el fenómeno aerodinámico sobre una región finita del espacio sin concernir precisamente los detalles que están ocurriendo en distintos puntos dados en el flujo¹⁷.

De la ecuación anterior se procederá a la ecuación parcial diferencial la cual relaciona las propiedades del campo de fluido en un punto en el espacio. Tal ecuación es un equivalente para la forma diferencial de la ecuación de continuidad. Se aplica el teorema del gradiente al segundo término del lado izquierdo de la segunda ley de Newton aplicada a un fluido:

$$- \iint p dS = - \iiint \nabla p dv \quad \text{Ecuación 36}$$

¹⁷ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3º Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.114.

También, porque el volumen de control es fijo, la derivada del tiempo puede ser ubicada dentro de la integral. Por tanto, la ecuación de la segunda ley de Newton aplicada a un fluido puede ser escrita de la siguiente manera:

$$\iiint \rho f dv - \iiint \nabla p dv + F_{viscous} = \iiint \frac{\delta(\rho V)}{\delta t} dv + \iint (\rho V \cdot dS)V \quad \text{Ecuación 37}$$

Evocando que la ecuación anterior es una ecuación vectorial, es conveniente escribir esta ecuación como tres ecuaciones escalares, usando las coordenadas cartesianas, donde:

$$V = ui + vj + wk \quad \text{Ecuación 38}$$

El componente x de la ecuación anterior será:

$$\iiint \rho f_x dv - \iiint \frac{\delta p}{\delta x} dv + (F_x)_{viscous} = \iiint \frac{\delta(\rho u)}{\delta t} dv + \iint (\rho V \cdot dS)u \quad \text{Ecuación 39}$$

[Nota: En la ecuación anterior, el producto $(\rho V \cdot dS)$ es una escalar y por lo tanto no tiene componentes]. Aplicando el teorema de la divergencia a la integral de superficie en el lado derecho de la ecuación anterior se tiene:

$$\iint (\rho V \cdot dS)u = \iint (\rho u V) \cdot dS = \iiint \nabla \cdot (\rho u V) dv \quad \text{Ecuación 40}$$

Sustituyendo, se tiene que:

$$\iiint \left[-\rho f_x + \frac{\delta p}{\delta x} - (F_x)_{viscous} + \frac{\delta(\rho u)}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho u V) \right] dv = 0 \quad \text{Ecuación 41}$$

Donde $(F_x)_{viscous}$ denota la forma propia del componente x de los esfuerzos cortantes viscosos cuando se ubican dentro de la integral de volumen. Por las mismas razones establecidas con anterioridad, el integrando de la ecuación anterior es idénticamente cero en todos los puntos en el flujo¹⁸; por lo tanto:

$$\rho f_x - \frac{\delta p}{\delta x} + (F_x)_{viscous} = \frac{\delta(\rho u)}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho u V) \quad \text{Ecuación 42}$$

Esta ecuación es el componente x en la ecuación de momentum en su forma diferencial. Ahora aplicando los mismos principios para las componentes y y z, se obtiene una tendencia similar respectivamente:

¹⁸ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.115.

$$\rho f_y - \frac{\delta p}{\delta y} + (F_y)_{viscous} = \frac{\delta(\rho v)}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho v V) \quad \text{Ecuación 43}$$

y

$$\rho f_z - \frac{\delta p}{\delta z} + (F_z)_{viscous} = \frac{\delta(\rho w)}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho w V) \quad \text{Ecuación 44}$$

Donde los subíndices y y z en f y F , denotan las componentes y y z del cuerpo y las fuerzas viscosas, respectivamente. Las tres ecuaciones anteriormente enunciadas, son las componentes escalares x , y , y z de la ecuación de momentum respectivamente; ellas son ecuaciones diferenciales parciales que relacionan las propiedades del campo de flujo en cualquier punto en el flujo. Estas ecuaciones de momentum son llamadas **las ecuaciones de Navier-Stokes**.

Se denota que la ecuación de momentum, tanto vectorial, como en sus tres componentes aplican para flujo no estacionario tridimensional de cualquier fluido, compresible o incompresible, viscoso o no viscoso. En el caso especial de un flujo estacionario ($\frac{\delta}{\delta t} \equiv 0$), no viscoso ($F_{viscous} = 0$), sin fuerzas de cuerpo ($f = 0$), estas ecuaciones se convierten en:

$$-\oint p dS = \oint (\rho V \cdot dS) V \quad \text{Ecuación 45}$$

y

$$-\frac{\delta p}{\delta x} = \nabla \cdot (\rho u V) \quad \text{Ecuación 46}$$

$$-\frac{\delta p}{\delta y} = \nabla \cdot (\rho v V) \quad \text{Ecuación 47}$$

$$-\frac{\delta p}{\delta z} = \nabla \cdot (\rho w V) \quad \text{Ecuación 48}$$

Las anteriores ecuaciones de momentum para un flujo no viscoso, son llamadas **las ecuaciones de Euler**¹⁹.

4.1.4. Clasificación de los Comportamientos Físicos

Ahora que se han derivado las ecuaciones de conservación de flujo de fluido, se fijara la atención al problema de las condiciones de frontera iniciales, las cuales

¹⁹ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.116.

son necesitadas en conjunción con las ecuaciones para construir un modelo matemático bien posicionado del flujo de fluido²⁰. En primer lugar se distinguen dos categorías principales del comportamiento físico:

- Problemas de equilibrio
- Problemas progresivos

4.1.4.1. Problemas de Equilibrio

Los problemas en la primera categoría son situaciones de estado estacionario, por ejemplo, gran variedad de flujos estacionarios. Este y otros muchos problemas de estado estacionario son gobernados por las ecuaciones elípticas. El prototipo de una ecuación elíptica es la ecuación de Laplace, la cual describe un flujo irrotacional de un fluido incompresible y en estado estacionario. En dos dimensiones se tiene:

$$\frac{\delta^2 \phi}{\delta x^2} + \frac{\delta^2 \phi}{\delta y^2} = 0 \quad \text{Ecuación 49}$$

Una única solución para todos los problemas elípticos puede ser obtenida especificando las condiciones en la variable dependiente en todas las fronteras del dominio de solución. Los problemas que requieren datos sobre la frontera entera son llamados **problemas de valor en la frontera**.

Una importante característica de los problemas elípticos es que una perturbación en el interior de la solución, cambia la solución en todos lados. Las señales de perturbación viajan en todas las direcciones a través del interior de la solución. Consecuentemente, las soluciones a problemas físicos descritos por ecuaciones elípticas son siempre regulares, incluso si las condiciones de frontera son discontinuas. Para asegurar que la información se propaga en todas las direcciones, las técnicas numéricas para problemas elípticos deben permitir eventos en cada punto para ser influenciados por todos sus vecinos²¹.

4.1.4.2. Problemas Progresivos

Los flujos no estacionarios, son ejemplos de los problemas en la segunda categoría, los problemas progresivos. Estos problemas son gobernados por las ecuaciones parabólicas o hiperbólicas. De manera que, no todos los problemas

²⁰ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.26.

²¹ Ibíd., p.27.

progresivos son no estacionarios. Se verá más a fondo que ciertos flujos estacionarios son descritos por ecuaciones parabólicas o hiperbólicas. En estos casos, la dirección de flujo actúa como una coordenada de tiempo de manera que a lo largo de esta es posible avanzar.

Las ecuaciones parabólicas describen problemas dependientes del tiempo, los cuales involucran cantidades significativas de difusión, por ejemplo, los flujos no estacionarios viscosos. El prototipo de una ecuación parabólica es la ecuación de difusión:

$$\frac{\delta\phi}{\delta t} = \alpha \frac{\delta^2\phi}{\delta x^2} \quad \text{Ecuación 50}$$

Este tipo de problemas son denominados como **problemas de valores iniciales en la frontera**.

Una perturbación en un punto en el interior de la región de solución puede solamente influir en los eventos en los tiempos posteriores $t > t_1$. Las soluciones se mueven hacia delante en el tiempo y son difusas en el espacio. La ocurrencia de efectos difusivos asegura que las soluciones sean siempre regulares en el interior en tiempos $t > 0$ incluso si las condiciones iniciales contienen discontinuidades. El estado estacionario es alcanzado a medida que el tiempo $t \rightarrow \infty$ y es elíptico. Este cambio de caracter puede ser fácilmente visto estableciendo $\delta\phi/\delta t = 0$ en la ecuación parabólica.

Las ecuaciones hiperbólicas dominan el análisis de problemas vibratorios. En general, ellas aparecen en procesos dependientes del tiempo con cantidades insignificantes de disipación energética. El prototipo de una ecuación hiperbólica es la ecuación de onda:

$$\frac{\delta^2\phi}{\delta t^2} = c^2 \frac{\delta^2\phi}{\delta x^2} \quad \text{Ecuación 51}$$

Esta forma de la ecuación gobierna el desplazamiento transversal ($\phi = y$) de oscilaciones acústicas. La constante c es la velocidad de la onda²². Las soluciones para la ecuación de onda y otras ecuaciones hiperbólicas pueden ser obtenidas especificando dos condiciones iniciales del desplazamiento en y , y una condición en todas las fronteras para tiempos $t > 0$. De este modo, los problemas hiperbólicos son **problemas de valores iniciales en la frontera** también.

Flujos de fluido compresible a velocidades cercanas y sobre la velocidad del sonido exhiben ondas de choque y esto puede resultar en que las ecuaciones de

²² VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.28-29.

flujo no viscoso son hiperbólicas a estas velocidades. Las discontinuidades en las ondas de choque son manifestaciones de la naturaleza hiperbólica de esos flujos. Los algoritmos computacionales para problemas hiperbólicos son formados por la necesidad de permitir la posible existencia de discontinuidades en el interior de la solución. Las perturbaciones en un punto pueden solamente influir una región limitada en el espacio; la velocidad de propagación de perturbación a través de un problema hiperbólico es finita e igual a la velocidad de onda c . En contraste, los modelos elípticos y parabólicos asumen velocidades infinitas de propagación.

Tabla 1. Clasificación de los Comportamientos Físicos

<i>Problem type</i>	<i>Equation type</i>	<i>Prototype equation</i>	<i>Conditions</i>	<i>Solution domain</i>	<i>Solution smoothness</i>
Equilibrium problems	Elliptic	$\text{div grad } \phi = 0$	Boundary conditions	Closed domain	Always smooth
Marching problems with dissipation	Parabolic	$\frac{\partial \phi}{\partial t} = \alpha \text{ div grad } \phi$	Initial and boundary conditions	Open domain	Always smooth
Marching problems without dissipation	Hyperbolic	$\frac{\partial^2 \phi}{\partial t^2} = c^2 \text{ div grad } \phi$	Initial and boundary conditions	Open domain	May be discontinuous

Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Conservation Laws of Fluid Motion and Boundary Conditions*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.32.

4.1.5. Método de Clasificación para Ecuaciones Diferenciales Parciales Simples

Un método práctico para clasificar las E.D.P. es desarrollado para una E.D.P general de segundo orden en dos coordenadas, x y y . Considerando:

$$a \frac{\delta^2 \phi}{\delta x^2} + b \frac{\delta^2 \phi}{\delta x \delta y} + c \frac{\delta^2 \phi}{\delta y^2} + d \frac{\delta \phi}{\delta x} + e \frac{\delta \phi}{\delta y} + f \phi + g = 0 \quad \text{Ecuación 52}$$

Primeramente se asumirá que la ecuación es lineal y a , b , c , d , e , f y g son constantes.

La clasificación de una E.D.P. es gobernada por el comportamiento de sus derivativas de más alto orden, en ese sentido, sólo se considerarán las derivativas de segundo orden. La clase de una E.D.P. puede ser identificada por la búsqueda

para posibles soluciones simples de onda. Si ellas existen, esto indica una ecuación hiperbólica, si no, la ecuación es elíptica o parabólica.

Las soluciones simples de onda se dan si la ecuación característica a continuación, tiene dos raíces reales:

$$a \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 - b \left(\frac{dy}{dx} \right) + c = 0 \quad \text{Ecuación 53}$$

La existencia, o de otro modo, las raíces de la ecuación característica dependen del valor del discriminante ($b^2 - 4ac$). La tabla a continuación resume los tres casos:

Tabla 2. Clasificación de Ecuaciones Diferenciales Parciales Lineales de Segundo Orden

$b^2 - 4ac$	<i>Equation type</i>	<i>Characteristics</i>
> 0	Hyperbolic	Two real characteristics
$= 0$	Parabolic	One real characteristic
< 0	Elliptic	No characteristics

Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Conservation Laws of Fluid Motion and Boundary Conditions*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.32.

El método de clasificación por búsqueda de las raíces de la ecuación característica también aplica si los coeficientes a, b y c son funciones de x y y, ó si la ecuación es no lineal. Dado el segundo caso, a, b y c pueden ser funciones de la variable independiente ϕ o sus primeras derivadas²³. Es posible ahora que el tipo de ecuación difiera en varias regiones del dominio de solución. Como un ejemplo se considera la siguiente ecuación:

$$y \frac{\delta^2 \phi}{\delta x^2} + \frac{\delta^2 \phi}{\delta y^2} = 0 \quad \text{Ecuación 54}$$

Se observa el comportamiento dentro de la región $-1 < y < 1$. Por tanto, $a = a(x, y) = y$, $b = 0$ y $c = 1$. El valor del discriminante ($b^2 - 4ac$) es igual a $-4y$. Se necesitan distinguir tres casos:

²³ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.32.

- Si $y < 0$: $b^2 - 4ac > 0$ entonces la ecuación es hiperbólica.
- Si $y = 0$: $b^2 - 4ac = 0$ entonces la ecuación es parabólica.
- Si $y > 0$: $b^2 - 4ac < 0$ y por tanto la ecuación es elíptica.

En la ecuación anterior se denota que es de tipo mixto. La ecuación es localmente hiperbólica, parabólica o elíptica dependiendo del valor de y . Para el caso no lineal aplican observaciones similares. La clasificación de las E.D.P. depende en los valores locales de a , b y c .

Las E.D.P. de segundo orden en N variables independientes (x_1, x_2, \dots, x_n) pueden ser clasificadas reescribiéndolas primeramente de la siguiente forma, con $A_{jk} = A_{kj}$:

$$\sum_{j=1}^N \left(\sum_{k=1}^N A_{jk} \frac{\delta^2 \phi}{\delta x_j \delta x_k} + H = 0 \right) \quad \text{Ecuación 55}$$

La ecuación puede ser clasificada en base de los valores propios de una matriz con entradas A_{jk} . Por tanto, se necesita hallar valores para λ para los cuales:

$$\det[A_{jk} - \lambda I] = 0 \quad \text{Ecuación 56}$$

Las reglas de clasificación son:

- Si cualquier valor propio $\lambda = 0$: la ecuación es parabólica.
- Si todos los valores propios $\lambda \neq 0$ y todos ellos son del mismo signo: la ecuación es elíptica.
- Si todos los valores propios $\lambda \neq 0$ y todos menos uno son del mismo signo: la ecuación es hiperbólica.

Debido a su complejidad, para mayor información de la demostración de las E.D.P. de segundo orden con N variables independientes, anteriormente enunciada, refiérase a Fletcher²⁴. En los casos de la ecuación de Laplace, la ecuación de difusión y la ecuación de onda, esto es simple de verificar, ya que este método proporciona los mismos resultados que la solución de la ecuación característica²⁵.

²⁴ FLETCHER, C.A.J.. Computational Techniques for Fluid Dynamics, Vols I y II. Berlin: Springer-Verlag, 1991.

²⁵ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.33.

4.2. DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL

La dinámica de fluidos computacional o CFD (Computational Fluid Dynamics) por sus siglas en inglés, es el análisis de sistemas relacionados con flujo de fluido, transferencia de calor y fenómenos asociados, como reacciones químicas, por medio de simulación por computador²⁶. La CFD es una herramienta que se rige bajo una serie de aspectos físicos, y es gobernada por tres principios fundamentales: la ley de conservación de masa, la segunda ley de Newton y la ley de la conservación de energía. Los cuales pueden ser expresados en términos de diferentes ecuaciones matemáticas. Por consiguiente, es el arte de reemplazar ecuaciones integro-diferenciales a través de un método de discretización en forma algebraica. Lo cual permite a esta herramienta encontrar una solución numérica, es decir, proporciona un comportamiento cuantitativo y cualitativo de un fenómeno de dinámica de fluidos en estudio.

En otras palabras, se podría decir que la CFD es una disciplina que predice el comportamiento de diferentes fenómenos físicos relacionados con la dinámica de fluidos; lo cual permite a esta herramienta acoger diferentes tipos de análisis, en una amplia gama de áreas. Esta técnica es bastante poderosa, por lo cual abarca un amplio rango de aplicaciones industriales y no industriales, como lo son: la aerodinámica de aeronaves y vehículos, la hidrodinámica de barcos, plantas motrices: motores de combustión interna y motores a reacción, turbo maquinaria, ingeniería eléctrica y electrónica, procesos químicos en ingeniería, ambiente interno y externo de edificaciones, ingeniería marítima, ingeniería ambiental, hidrología y oceanografía, meteorología, ingeniería biomédica, entre otras.

En el curso de los 60's, la industria aeroespacial ha integrado técnicas de CFD en el diseño, investigación y desarrollo, y manufactura de aeronaves y motores jet. Más recientemente los métodos han sido aplicados al diseño de motores de combustión interna, cámaras de combustión de motores a reacción y calderas. Además, empresas manufactureras de vehículos, predicen fuerzas de resistencia aerodinámica, flujos de aire bajo el capó y el ambiente dentro del auto con CFD. Cada vez más, la CFD se está convirtiendo en un componente vital en el diseño de productos y procesos industriales²⁷. El fin máximo de los desarrollos en el campo de la CFD, es proveer una capacidad comparable con otras herramientas CAE (Computer-aided engineering) como códigos de análisis de esfuerzos. Para el año 1990, la CFD comenzó a obtener un amplio interés debido a su alta predicción de resultados y bajo costo de estudios investigativos, lo cual aumentó su popularidad y permitió posteriormente ser aplicada en diferentes campos. Hay

²⁶ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.1.

²⁷ *Ibíd.*, p.1.

diversas ventajas únicas de la CFD sobre las aproximaciones experimentales para el diseño de sistemas de fluido:

- Reducción sustancial de plazos de entrega y costos de nuevos diseños.
- Habilidad para estudiar sistemas en donde los experimentos controlados son difíciles o imposibles de llevar a cabo.
- Habilidad para estudiar sistemas bajo condiciones peligrosas y más allá de su límite de desempeño.
- Prácticamente nivel ilimitado de detalle de resultados.

4.2.1. Funcionamiento de un Código de CFD

Los códigos de CFD son estructurados alrededor de algoritmos numéricos que pueden abordar problemas de flujo de fluido. En orden de proveer fácil acceso a su poder de solución, todos los paquetes de CFD incluyen sofisticadas interfaces de usuario para acceder a parámetros del problema y examinar los resultados²⁸. Por tanto, todos los códigos contienen tres elementos principales:

- Un preprocesador
- Un solucionador
- Un postprocesador

Se examinará brevemente la función de cada uno de estos elementos dentro del contexto de un código CFD.

4.2.1.1. Preprocesador

El preprocesamiento consiste en la entrada de un problema de flujo a un programa de CFD por medio de una interfaz amigable con el operador y la subsecuente transformación de esta entrada a una forma apropiada para su uso por el solucionador. Las actividades del usuario en la etapa de preprocesamiento involucran:

- La definición de la geometría de la región de interés: El dominio computacional.
- La generación de malla: La subdivisión del dominio en un número más pequeño de subdominios, no sobrepuestos: una malla o celdas (Elementos o volúmenes de control).
- Selección del fenómeno físico y químico que necesita ser modelado.
- Definición de las propiedades del fluido.

²⁸ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.2.

- Especificación de condiciones de frontera apropiadas en el que las células coincidan con la frontera del dominio.

La solución para un problema de flujo es definida en los nodos dentro de cada célula. La exactitud de una solución de CFD es gobernada por el número de células en la malla. En general, a mayor número de células, mejor es la exactitud de la solución. Ambas, la exactitud de la solución y su costo en términos de equipos computacionales necesarios y tiempo de cálculo son dependientes de la excelente calidad de la malla. Las mallas óptimas son usualmente no uniformes: finas en las áreas donde grandes variaciones ocurren de un punto a otro punto y tosco en regiones con relativamente poco cambio. Cerca del 50% del tiempo gastado en la industria en un proyecto CFD es comprometido a la definición de la geometría del dominio y la generación de malla²⁹.

4.2.1.2. Solucionador

Hay tres corrientes distintas de las técnicas de solución numérica: Diferencias finitas, elementos finitos y métodos espectrales. Se abordará solamente el método de volúmenes finitos, una formulación especial de diferencias finitas, la cual es transversal a la gran mayoría de códigos CFD. Brevemente, los algoritmos numéricos consisten en los siguientes pasos:

- La integración de las ecuaciones que gobiernan el flujo de fluido sobre todos los volúmenes de control del dominio.
- Discretización: La conversión de las ecuaciones integrales resultantes en un sistema algebraico de ecuaciones.
- Solución de las ecuaciones algebraicas por un método iterativo.

El primer paso, la integración del volumen de control, distingue el método de volúmenes finitos de otras técnicas de CFD. Los estados resultantes expresan la conservación de propiedades relevantes para cada célula de tamaño finito. Esta clara relación entre el algoritmo numérico y el principio de conservación de la física subyacente constituye uno de los principales atractivos del método de volúmenes finitos y hace sus conceptos mucho más simples para el entendimiento que el método de elementos finitos y los métodos espectrales³⁰.

²⁹ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.3.

³⁰ *Ibíd.*, p.3.

4.2.1.3. Postprocesador

Como en el preprocesamiento, una gran cantidad de trabajo de desarrollo ha tomado lugar recientemente en el campo del postprocesamiento. Debido a la incrementada popularidad de las estaciones de trabajo ingenieriles, muchos de los cuales tienen capacidades de resultados gráficos, los destacados paquetes de CFD son ahora equipados con herramientas versátiles de visualización de datos³¹.

4.2.2. Aplicaciones CFD Automovilísticas y de Motores

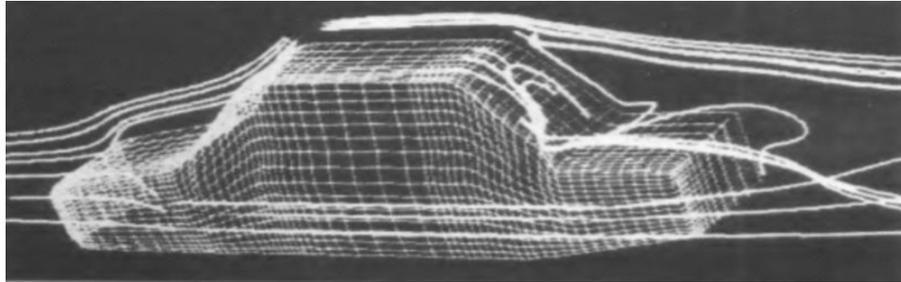
Para mejorar el desempeño de los autos y camiones modernos (Calidad ambiental, economía de combustible, etc.) la industria automovilística ha acelerado el uso de investigación de alta tecnología y herramientas de diseño. Una de estas herramientas es CFD. Si este es el estudio del flujo externo sobre el cuerpo de un vehículo, o el flujo interno a través de un motor, la CFD está ayudando a los ingenieros a entender mejor los procesos físicos de flujo, y recurrir a un diseño mejorado de vehículos³².

El cálculo del flujo de aire externo sobre un auto es ejemplificado por las rutas de las partículas de aire mostradas en la figura 5. El boceto de la mitad izquierda del auto es mostrado por la malla distribuida sobre su superficie, y las sucesiones blancas son las rutas calculadas de varias partículas de aire moviéndose sobre el auto de izquierda a derecha. Estas rutas de las partículas fueron calculadas por medio de un algoritmo CFD de volúmenes finitos. Los cálculos fueron hechos sobre una malla discreta tridimensional distribuida en el espacio alrededor del auto; esa porción de malla en el plano central de simetría del auto es ilustrada en la figura 6. Se denota que una de las líneas coordenadas de la malla es ajustada a la superficie del cuerpo, una presunta coordenada del sistema ajustada a la frontera. Otro ejemplo de cálculo del flujo externo sobre un auto es la figura 7, la cual muestra los contornos de vorticidad en el campo de flujo sobre un auto, obtenido de cálculos de diferencias finitas. Aquí, los cálculos son hechos en una malla tridimensional rectangular, de la cual una porción es mostrada en la figura 8.

³¹ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.4.

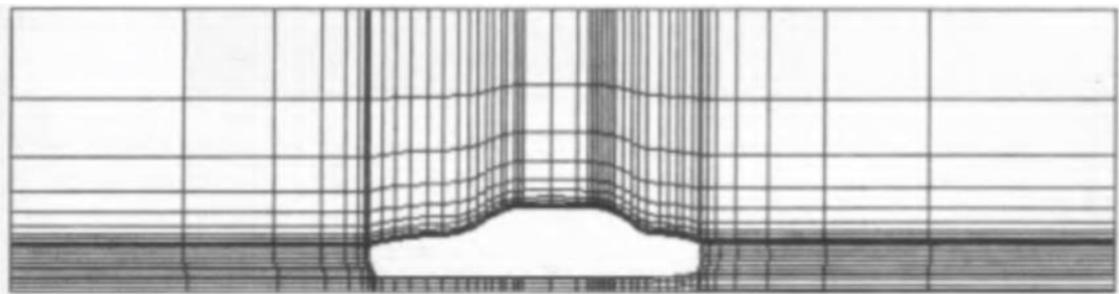
³² ANDERSON, John. Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications. New York: McGraw-Hill, 1995. p.14.

Figura 5. Rutas de Partículas Computadas en el Flujo de Aire sobre un Automóvil



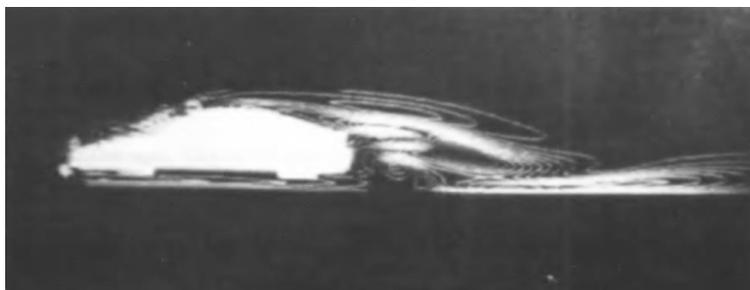
Fuente: ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.15.

Figura 6. Porción de la Malla Computacional en el Plano Central de Simetría usado para el Cálculo Mostrado en la Figura 5.



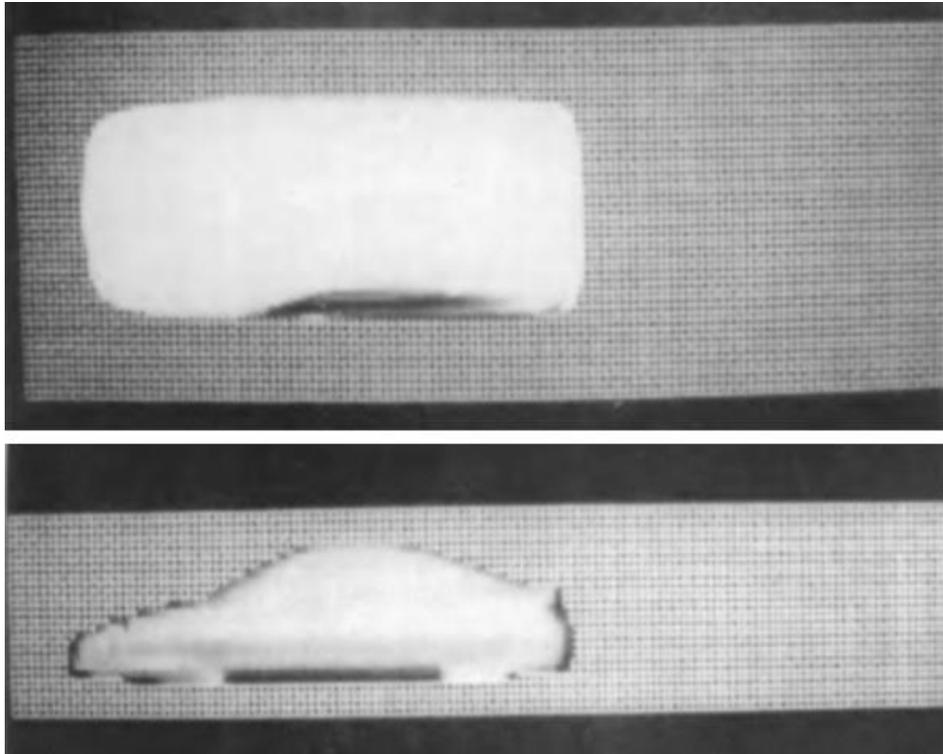
Fuente: ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.15.

Figura 7. Contornos Computados de la Componente x de Vorticidad en el Flujo de Aire sobre un Automóvil



Fuente: ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.15.

Figura 8. Una Porción de Malla Rectangular Alrededor de un Carro Usada para los Cálculos Mostrados en la Figura 7.



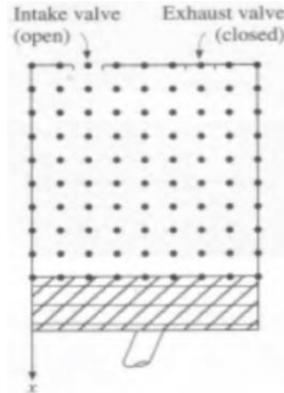
Fuente: ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.16.

Otro ejemplo es el cálculo del flujo interno dentro de un motor de combustión interna. Aquí, el campo de flujo no estacionario dentro del cilindro de un motor de cuatro tiempos fue calculado por medio de un método de diferencias finitas transitorio. La malla de diferencias finitas para el cilindro es mostrada en la figura 9. El pistón sombreado con líneas cruzadas al final de la figura 9 se mueve arriba y abajo dentro del cilindro durante las etapas de entrada, compresión, combustión y escape; las válvulas de entrada se abren y se cierran apropiadamente; y un campo de flujo no estacionario re circulatorio es establecido dentro del cilindro³³. Un patrón de velocidad calculado en el plano de la válvula cuando el pistón está cerca del fondo de su etapa durante la etapa de entrada es mostrada en la figura 10. Estos cálculos tempranos fueron la primera aplicación de CFD en el estudio de campos de flujo dentro de motores de combustión interna. Hoy en día, el poder masivo de la CFD moderna está siendo aplicado por ingenieros para estudiar todos los aspectos de los detalles de campos de flujo en motores de combustión

³³ ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.14.

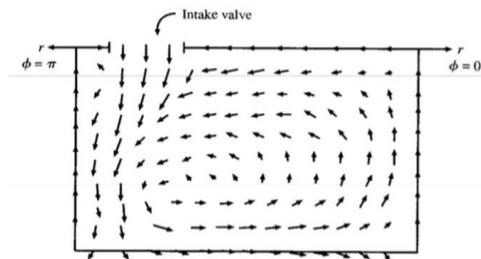
interna, incluyendo combustión, turbulencia y acoples con el múltiple y tubos de exosto³⁴.

Figura 9. Una Porción de Malla en el Plano de la Válvula en Coordenadas Cilíndricas para un Arreglo Pistón-Cilindro.



Fuente: ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.16.

Figura 10. Patrón de Velocidad en el Plano de la Válvula Cerca al Fondo de la Etapa de Entrada para un Arreglo Pistón-Cilindro en un Motor de Combustión Interna.



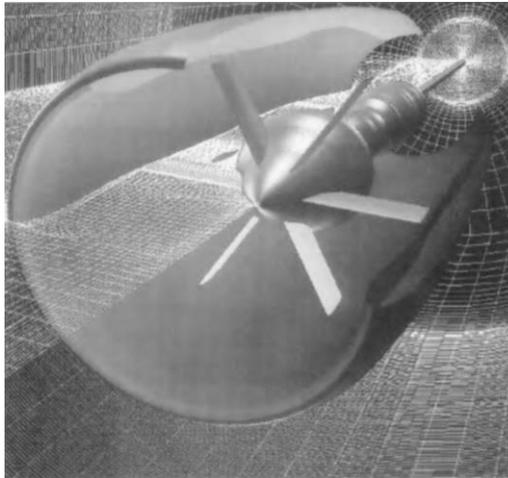
Fuente: ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.17.

Como un ejemplo de sofisticación de las aplicaciones CFD modernas para motores a reacción, la figura 11 ilustra una malla de volúmenes finitos, la cual es envuelta a través de ambas regiones, la región externa del motor y los canales internos a través del compresor, la cámara de combustión, la turbina, etc. Esta malla compleja fue generada por investigadores en el Centro de Simulación

³⁴ ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.17.

Computacional en la Universidad de Mississippi y es una precursora para un cálculo CFD acoplado entre su parte interna y externa del proceso completo de flujo asociado con un motor a reacción³⁵.

Figura 11. Una Malla Zonal que Simultáneamente Cubre la Región Externa alrededor de un Motor a Reacción y sus Pasos Internos a través del Mismo.



Fuente: ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.18.

4.3. ÁSPECTOS BÁSICOS DE LA DISCRETIZACIÓN

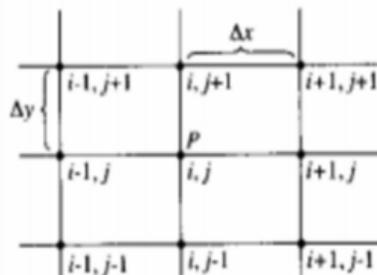
La palabra discreto, en sí misma infiere un significado de constitución de una cosa separada, distinta, individual, consistente en diferentes partes no conectadas. Sin embargo, la palabra discretización, cuyo origen proviene de “discreto”, es utilizada en el ámbito matemático del análisis numérico, las Ecuaciones Diferenciales Parciales y por consiguiente, es también usada en los tópicos concernientes a la Dinámica de Fluidos Computacional. En esencia, discretización es el proceso por el cual una expresión matemática como una función, derivada, integral o expresiones que involucran una función, que son vistas con valores continuos infinitos en un dominio, son aproximadas por expresiones diferentes y análogas, que prescriben valores a solo un número finito de puntos o volúmenes discretos en el dominio. En pocas palabras, es la aproximación en valores finitos, que se hace a una expresión matemática que esté relacionada con funciones, que tienen un dominio infinito. La discretización de las E.D.P. es llamada diferencias finitas y la

³⁵ ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.17.

discretización de la forma integral de las E.D.P. es conocida como volúmenes finitos³⁶.

Las soluciones analíticas para las E.D.P. implican expresiones cerradas, es decir en términos de la misma ecuación, los cuales dan la variación de las variables independientes continuamente a través del dominio; en contraste con este tipo de solución, las soluciones numéricas pueden dar respuestas a solo puntos discretos en el dominio, llamados puntos de malla, como se puede apreciar en la figura 12.

Figura 12. Puntos Discretos de Malla



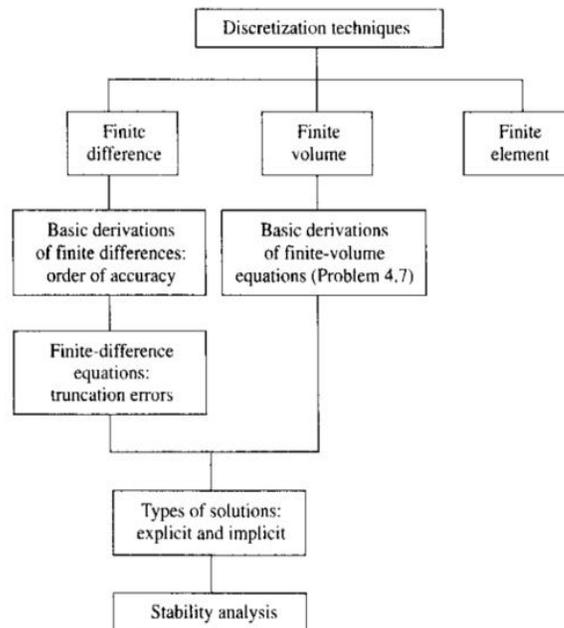
Fuente: ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.126.

Por conveniencia, se han planteado los espaciamientos entre los puntos de malla de una manera uniforme, aunque no necesariamente tendría que ser así, cada espaciamiento entre cada punto en cada plano puede ser diferente. La mayoría de aplicaciones CFD involucran soluciones numéricas a una malla que tiene el mismo espaciamiento en cada dirección, porque de esta manera se simplifica la programación de la solución, se salva espacio de almacenamiento y usualmente los resultados tienen buena exactitud. Este espaciamiento uniforme no tiene que ocurrir en el espacio físico de xy , como es frecuentemente hecho en CFD, los cálculos numéricos son traídos en un espacio computacional transformado, el cual tiene espaciamiento uniforme en las variables independientes transformadas, pero que corresponde a un espaciamiento no uniforme en el plano real. Se ha de destacar que las recientes investigaciones en el campo del CFD se han centrado en las mallas no estructuradas, donde los puntos de malla están situados en un campo de flujo en una superficie muy irregular, esto en contraste con una malla estructurada que refleja algunos tipos de regularidad de consistencia geométrica³⁷.

³⁶ ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.125.

³⁷ *Ibíd.*, p.126.

Figura 13. Técnicas de Discretización



Fuente: ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.127.

Ahora que se entiende “Discretización”, se puede elaborar sobre esta. Imagine que se tiene un campo de flujo bidimensional que está gobernado por las Ecuaciones de Navier-Stokes, o siendo el caso, las ecuaciones de Euler. Una solución analítica para estas ecuaciones podría proveer expresiones cerradas para la velocidad, la presión, la densidad, etc. como funciones de x o y , las cuales podrían ser usadas para dar valores a las variables del campo de flujo a cualquier punto que se quiera escoger en el flujo, un número de puntos infinitos en el dominio. Por otro lado, si las derivadas parciales en las ecuaciones que gobiernan el flujo son reemplazadas por coeficientes algebraicos diferenciales aproximados, donde estos son expresados estrictamente en términos de las variables del campo de flujo a dos o más de los puntos de malla discretizados, las E.D.P. originales habrán sido discretizadas. Adicionalmente, este método de discretización es llamado discretización por diferencias finitas³⁸.

Todos los métodos en CFD utilizan alguna forma de discretización. Los métodos de discretización por volúmenes y elementos finitos han estado en uso diseminado

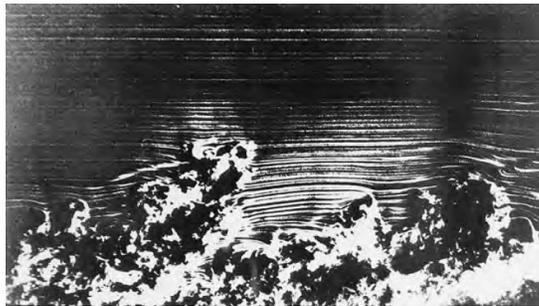
³⁸ ANDERSON, John. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill, 1995. p.127.

en la mecánica computacional por años. Es de suma importancia destacar que la CFD puede ser aproximada utilizando cualquiera de los tres tipos de discretización enunciados: Diferencias finitas, Volúmenes finitos y Elementos finitos.

4.4. TURBULENCIA Y SU MODELACIÓN

En la ingeniería hay una gran variedad de fluidos y comportamientos de ellos, según su aplicación o entorno, los cuales pueden ser analizados de una manera sencilla como lo es en dos dimensiones, y así mismo flujos más complejos que deben ser estudiados en una tercera dimensión, pero dichos flujos pueden variar su comportamiento siendo estables o inestables, siendo determinados según el número de Reynolds, el cual los clasifica en dos términos; flujo laminar y flujo turbulento. Dependiendo de los diferentes valores utilizados para calcularlo, surgen una serie de acontecimientos que a través del paso del tiempo generan un cambio radical en el comportamiento del fluido³⁹.

Figura 14. Visualización de una Capa Límite Turbulenta



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Turbulence and Its Modelling. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.42.

En un régimen turbulento la velocidad y las otras propiedades del flujo varían aleatoriamente en un camino caótico, generando un proceso conocido como vorticidad, el cual en términos físicos es producido por el gradiente de velocidad en el que una fuerza en movimiento es más rápida que la otra⁴⁰.

³⁹ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.40.

⁴⁰ *Ibíd.*, p.42.

4.4.1. Cálculo de Flujo Turbulento

Cuando se habla de un flujo turbulento se hace mención a la aparición de un fluido con efectos de remolinos, que es caracterizado por tener un rango de longitud y escala de tiempo, que actúa de una manera dinámica compleja. El estudio de este tipo de comportamientos que adquieren los flujos, es de vital importancia debido a su amplia aparición en los diferentes entornos. La manera en la cual se desarrolla la investigación de estos, es a través de métodos numéricos, cuyo objetivo es predecir y obtener los diferentes efectos generados por la turbulencia⁴¹. Actualmente se cuenta con uso de tres métodos los cuales se encuentran de la siguiente manera:

- Modelos de Turbulencia Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS)
- Large Eddy Simulation (LES)
- Direct Numerical Simulation (DNS)

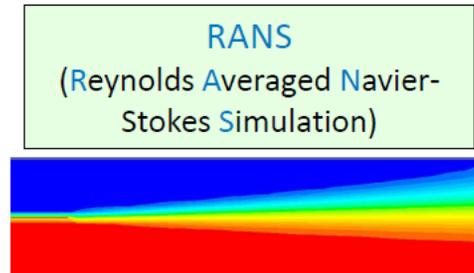
4.4.1.1. Modelos Clásicos de Turbulencia Reynolds Averaged Navier-Stokes

Estos modelos de turbulencia tienen un enfoque en los esfuerzos de un flujo y los efectos turbulentos generados sobre las propiedades de un fluido. La aplicación de las ecuaciones de Navier-Stokes en este modelo es a través de un promedio en flujos con tiempos dependientes para las condiciones de frontera, además de la aparición de términos suplementarios en tiempo variables, siendo esta una interacción entre varias fluctuaciones turbulentas. Cuando se hace mención a términos suplementarios se habla de modelos de turbulencia clásicos, entre ellos se encuentra: El Modelo " $K - \mathcal{E}$ " y el modelo de tensión Reynolds. Finalmente se sabe que el modelo RANS es muy popular para calcular los flujos en la industria debido a su gran acercamiento de resultados y bajo costo en términos computacionales⁴².

⁴¹ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.65.

⁴² *Ibíd.*, p.66.

Figura 15. Simulación Reynolds Averaged Navier-Stokes



Fuente: ANSYS, Inc.. *Introduction to ANSYS Fluent: Turbulence. 17^o Versión. 2016. p.5.*

Para poder calcular los flujos turbulentos con las ecuaciones RANS, es necesario desarrollar modelos de turbulencia para poder predecir el esfuerzo de Reynolds y los términos escalares de transporte. La función principal de los modelos de turbulencia, es tener una amplia aplicabilidad, Exactitud y ser de bajo costo computacional, permitiendo ser totalmente controlable. Estos modelos cuentan con una serie de ecuaciones de transporte, la cual permite controlar el comportamiento del fluido, y a través de la misma encontrar una solución. Cada modelo de turbulencia es totalmente diferente uno del otro, principalmente en el número de ecuaciones que es utilizado para obtener resultados. Las ecuaciones de transporte usadas en RANS son apreciadas en la siguiente tabla:

Tabla 3. Los Modelos de Turbulencia RANS más Comunes

<i>No. of extra transport equations</i>	<i>Name</i>
Zero	Mixing length model
One	Spalart–Allmaras model
Two	$k-\epsilon$ model
	$k-\omega$ model
	Algebraic stress model
Seven	Reynolds stress model

Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Turbulence and Its Modelling. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.67.*

4.4.1.2. Mixing Length Model

Este modelo de turbulencia es bastante simple a diferencia de los otros, su objetivo es encontrar la solución de los esfuerzos y el comportamiento de los fluidos turbulentos, a través de fórmulas algebraicas simples, teniendo como referencia la posición. A diferencia de los otros modelos turbulentos, este no cuenta con ecuaciones adicionales de transporte y es muy usado principalmente para simulación de dos dimensiones.

Ventajas

- Buena estabilidad.
- Económico en términos de recursos computacionales.
- Buena predicción para capas delgadas, capa límite y ondas.

Desventajas

- Completamente incapaz de describir flujos con separación y recirculación.
- Solo calcula las propiedades medias del flujo y el esfuerzo cortante turbulento.

4.4.1.3. Spalart Allmaras Model

Este modelo de turbulencia cuenta con una ecuación de transporte, desarrollada para generar remolinos de viscosidad cinemática, siendo bastante estable y asumiendo un flujo puramente turbulento, inclusive en la capa límite. Es Principalmente usado para análisis de Flujos aerodinámicos, Flujo Supersónicos/Transónico sobre superficies sustentadoras, etc. A diferencia de otros modelos de turbulencia, este es mucho más económico en términos de consumo computacional, incluso en mallas o volúmenes de control supremamente grandes, siendo muy conveniente para simulaciones de dos dimensiones de flujos externos o internos⁴³.

Ventajas

- Buena estabilidad.
- Muy económico en términos de recursos computacionales.

⁴³ ANSYS, Inc.. Modeling Turbulent Flows. {En línea}. {23 de Septiembre de 2016} disponible en: (http://www.southampton.ac.uk/~nwb/lectures/GoodPracticeCFD/Articles/Turbulence_Notes_Fluent-v6.3.06.pdf).

- Resuelve fácilmente la viscosidad de remolino cerca de las paredes.
- Es acertado en flujos con separación y recirculación leve.
- Buena predicción para estudios aerodinámicos.

Desventajas

- Es un modelo relativamente nuevo lo cual lo hace ser poco confiable.
- Es poco fiable al predecir flujos masivamente separados de las paredes y también en flujos en donde disminuye la turbulencia⁴⁴.

4.4.1.4. $k - \varepsilon$ Model

Este modelo de turbulencia cuenta con dos ecuaciones de transporte, en donde “ k ” es la energía cinemática turbulenta, definida como la varianza en las fluctuaciones de la velocidad, y “ ε ” por otro lado, es la disipación de la turbulencia de remolino. El modelo se ha enfocado en los mecanismos que afectan la energía cinemática turbulenta.

Ventajas

- Es un modelo de turbulencia más Simple.
- Excelente rendimiento para muchos flujos relevantes en la industria.
- Es muy estable permitiendo una convergencia relativamente fácil.

Desventajas

- Es obligatorio la implementación de funciones de muro.
- Tiene un costo computacional mucho más elevado.
- Es poco fiable para predecir flujos rotatorios y con vorticidad, flujos con una gran separación de capa limite y flujos totalmente desarrollados en ductos no circulares.

4.4.1.5. $k - \omega$ Model

Al igual que “ $k - \varepsilon$ Model”, este modelo también cuenta con dos modelos de ecuaciones de transporte, en donde “ k ” corresponde a la energía cinética

⁴⁴ SILVA, Carlos. Evaluación de un Modelo Simplificado de Hélice para Simulaciones Numéricas con ANSYS Fluent. {En línea}. {23 de Septiembre de 2016} disponible en: (<http://biblioteca.usbbog.edu.co:8080/Biblioteca/BDigital/138645.pdf>)

turbulenta y “ ω ” es la tasa de disipación específica. El “ $k - \omega$ Model” esta descrito por la siguiente ecuación para k :

$$\frac{\delta(\rho k)}{\delta t} + \text{div}(\rho k U) = \text{div} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \text{grad}(k) \right] + P_k - \beta^* \rho k \omega \quad \text{Ecuación 57}$$

y para ω :

$$\frac{\delta(\rho \omega)}{\delta t} + \text{div}(\rho \omega U) = \text{div} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \text{grad}(\omega) \right] + \gamma_1 \left(2\rho S_{ij} \cdot S_{ij} - \frac{2}{3} \rho \omega \frac{\delta U_i}{\delta x_j} \delta_{ij} \right) - \beta_1 \rho \omega^2 \quad \text{Ecuación 58}$$

En donde:

$$\frac{\delta(\rho k)}{\delta t}$$

Tasa de cambio de energía cinética turbulenta (k) o disipación específica (ω).

$$\text{div}(\rho k U)$$

Transporte de energía cinética turbulenta (k) o disipación específica (ω) por convección.

$$\text{div} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \text{grad}(k) \right]$$

Transporte de energía cinética turbulenta (k) o disipación específica (ω) por difusión turbulenta.

$$P_k, \gamma_1 \left(2\rho S_{ij} \cdot S_{ij} - \frac{2}{3} \rho \omega \frac{\delta U_i}{\delta x_j} \delta_{ij} \right)$$

Tasa de producción de energía cinética turbulenta (k) o disipación específica (ω).

$$\beta^* \rho k \omega$$

Tasa de disipación de energía cinética turbulenta (k) o disipación específica (ω).

La tasa de producción P_k en la ecuación de k es equivalente a:

$$P_k = \left(2\mu_t S_{ij} \cdot S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \frac{\delta u_i}{\delta x_j} \delta_{ij} \right) \quad \text{Ecuación 59}$$

Las constantes del modelo corresponden a las siguientes:

$$\sigma_k = 2.0 \quad \sigma_\omega = 2.0 \quad \gamma_1 = 0.553 \quad \beta_1 = 0.075 \quad \beta^* = 0.09$$

A través de los años, este modelo turbulento ha tenido una serie de modificaciones, las cuales le han permitido obtener resultados más mucho más precisos y a la vez tener una mayor popularidad entre la familia de los modelos turbulentos.

Ventajas

- Es mucho más robusto y tiene mayor exactitud.
- Integra las paredes sin usar funciones de muro.

Desventajas

- Es costoso en términos de recursos computacionales.

4.4.1.6. Menter SST $k - \omega$ Model

Fue desarrollado por Menter en 1994, con el objetivo de unir la formulación acertada y robusta del " $k - \omega$ Model" en las regiones cercanas a las paredes, con las ventajas ofrecidas por el " $k - \varepsilon$ Model" en los lugares más lejanos a las

superficies. El modelo “SST $k - \omega$ ” es descrito por la siguiente ecuación para ω , dado que la ecuación correspondiente a k sería la misma del modelo $k - \omega$.

$$\frac{\delta(\rho\omega)}{\delta t} + \text{div}(\rho\omega U) = \text{div} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega,1}} \right) \text{grad}(\omega) \right] + \gamma_2 \left(2\rho S_{ij} \cdot S_{ij} - \frac{2}{3} \rho \omega \frac{\delta U_i}{\delta x_j} \delta_{ij} \right) - \beta_2 \rho \omega^2 + 2 \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2} \omega} \frac{\delta k}{\delta x_k} \frac{\delta \omega}{\delta x_k}$$

Ecuación 60

En comparación con la ecuación anterior, se observa que en esta hace aparición de un nuevo término adicional. En donde:

$$2 \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2} \omega} \frac{\delta k}{\delta x_k} \frac{\delta \omega}{\delta x_k}$$

Ecuación 61

Corresponde al termino de difusión cruzada.

Las constantes que componen este modelo son las siguientes:

$$\sigma_k = 1.0 \quad \sigma_{\omega,1} = 2.0 \quad \sigma_{\omega,2} = 1.17 \quad \gamma_2 = 0.44 \quad \beta_2 = 0.083 \quad \beta^* = 0.09$$

La diferencia con la que cuenta “SST $k - \omega$ Model” son una serie de mejoras las cuales son:

- El modelo “ $k - \varepsilon$ ” y el modelo “ $k - \omega$ ” son ambos multiplicados por una función matemática que sirve para unirlos. Esta función de combinación está diseñada para activar el “ $k - \omega$ ” cerca a las paredes y el “ $k - \varepsilon$ ” cuando se aleja de la capa límite y las superficies.
- Este modelo incorpora una derivativa amortiguada de difusión-cruzada en la Ecuación de “ ω ”.
- La definición de viscosidad turbulenta se modifica para tener en cuenta el transporte del esfuerzo cortante turbulento.
- Las constantes modeladoras son diferentes.

Debido a sus mejoras, se puede decir que “SST $k - \omega$ Model”, es mucho más acertado y fiable para flujos con gradientes de presión adversos, perfiles aerodinámicos, ondas de choque transónicas, etc.

4.4.1.7. Algebraic Stress Model (ASM)

Este modelo de turbulencia representa el primer intento de encontrar una manera económica para explicar la propiedad general de la materia que compone el esfuerzo de Reynolds, sin ir a la longitud total de la solución de sus ecuaciones de transporte, debido a que el costo computacional que representa el modelo Reynolds Stress es mucho más elevado.

Ventajas

- Es un método económico para explicar la anisotropía del esfuerzo de Reynolds.
- Combina potencialmente la aproximación general del Modelo Reynolds Stress con la economía del Modelo “ $k - \varepsilon$ ”.
- Si la convección y términos de difusión son insignificantes, el modelo funciona así como el RSM.

Desventajas

- Ligeramente más caro que el modelo “ $k - \varepsilon$ ”.
- Tiene las mismas desventajas que el RSM.
- El modelo es severamente restringido en flujos donde las suposiciones de transporte para convección y efectos difusivos no se aplican⁴⁵.

4.4.1.8. Reynolds Stress Model (RSM)

Es un modelo clásico de turbulencia más complejo a diferencia de los otros, pero siendo aceptado por su potencial para describir todas las propiedades de los fluidos y los esfuerzos de Reynolds. Debido al gran costo computacional que este modelo representa, hace que no sea usado en la industria.

Ventajas

- Es potencialmente el más general de todos los modelos clásicos de turbulencia.
- Solo se necesitan suministrar las condiciones iniciales y/o fronteras.

⁴⁵ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.94.

- Calcula con exactitud las medidas de las propiedades del flujo y todos los esfuerzos de Reynolds para muchos flujos simples y más complejos.

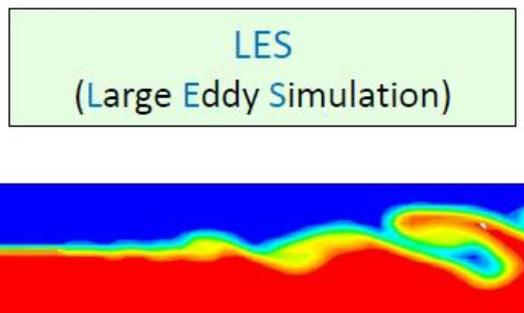
Desventajas

- Mayor costo de recursos computacionales.
- Se desempeña tan pobremente como el modelo “ $k - \varepsilon$ ” en algunos flujos debido a problemas idénticos con el modelamiento de la ecuación “ ε ”.

4.4.1.9. Large Eddy Simulation (LES)

Este es un intermedio de los cálculos de turbulencia, el cual se encarga de rastrear el comportamiento de los Remolinos más grandes, a través del uso de las ecuaciones de Navier-Stokes filtradas en los rangos de los remolinos en el espacio, siendo tomados en cuenta solamente los más grandes y discriminando los pequeños, siendo clasificado por una escala determinada. Esta simulación obtiene resultados teniendo en cuenta el esfuerzo del fluido y los grandes remolinos generados por el mismo, haciendo que este tenga un costo computacional elevado⁴⁶.

Figura 16. Simulación LES



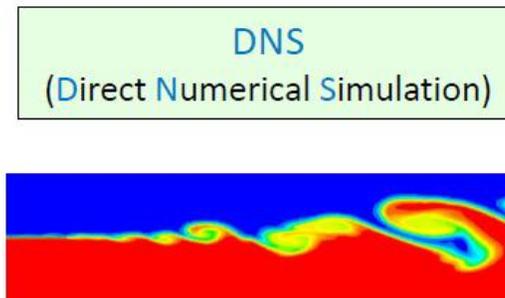
Fuente: ANSYS, Inc.. *Introduction to ANSYS Fluent: Turbulence*. 17^o Versión. 2016. p.5.

⁴⁶ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.66.

4.4.1.10. Direct Numerical Simulation (DNS)

Esta simulación calcula el esfuerzo de un fluido y todas las fluctuaciones turbulentas de la velocidad. Las Ecuaciones de Navier-Stokes son solucionadas en esta simulación a través de una malla espacial que es lo suficientemente fina para resolver el tiempo de rotación totalmente dependiente de la escala de la longitud, la disipación de la energía y con pasos de tiempo suficientemente pequeño para resolver el período de las fluctuaciones más rápidas. Este tipo de simulaciones son sumamente costosas en términos de recursos computacionales y por ello no es usado para la industria⁴⁷.

Figura 17. Simulación DNS



Fuente: ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Turbulence. 17º Versión. 2016. p.5.

4.5. ALGORITMOS DE SOLUCIÓN DE ACOPLE VELOCIDAD-PRESIÓN

Los problemas asociados con el acople de velocidad-presión y la no linealidad de las ecuaciones, pueden ser resueltos a través de la adaptación de una estrategia de solución iterativa, como lo plantearon Patankar y Spalding⁴⁸ en su algoritmo Simple. En este algoritmo el flujo es analizado por las caras de las células, para descubrir las componentes de velocidad, además de encontrar un campo de presión, que es usado para resolver la ecuación de momentum y la ecuación de corrección de presión, deducida de la ecuación de continuidad, siendo esto un

⁴⁷ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.66.

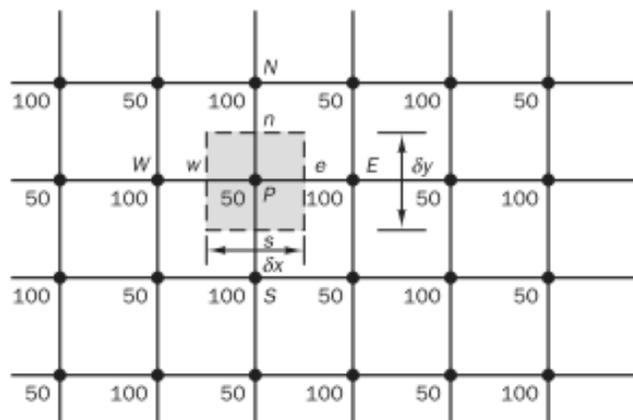
⁴⁸ PATANCAR, S.V. y SPALDING, D.B.. A Calculation Procedure for Heat, Mass and Momentum Transfer in Three-Dimensional Parabolic Flows, Int. F. Heat Mass Transfer, Vol 15, 1972.

proceso iterativo hasta lograr encontrar una convergencia de la velocidad y los campos de presión⁴⁹.

4.5.1. La Malla Escalonada

El método de volúmenes finitos empieza siempre con la discretización del dominio de un fluido y las ecuaciones de transporte. Para ellos debemos definir el almacenamiento de la velocidad y la posición de las variables escalares, como lo son la presión, la temperatura, etc. sin embargo, las velocidades y presiones son ambas definidas en los nodos de un volumen de control⁵⁰.

Figura 18. Tablero de Campo de Presión



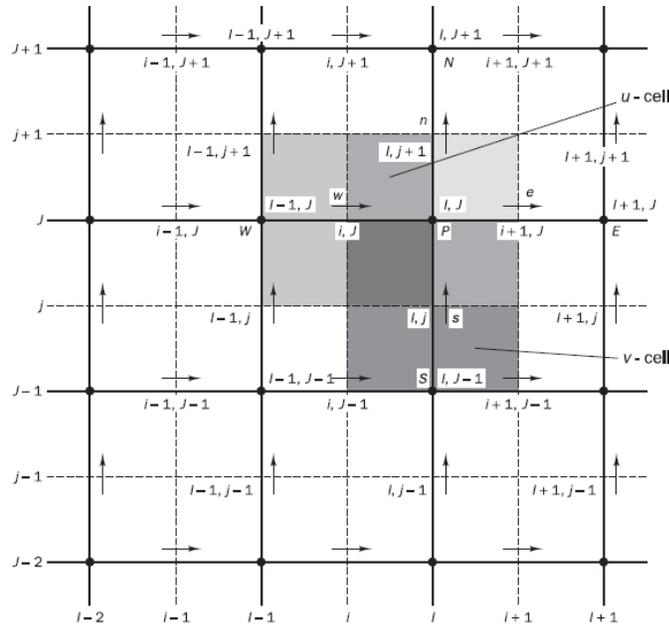
Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Solution Algorithms for Pressure-Velocity Coupling in Steady Flows*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.181.

El propósito principal, es evaluar variables escalares, como la presión, la densidad, la temperatura, etc., en puntos ordinarios nodales, calculando así componentes de velocidad centrados alrededor de las caras de las células en la malla.

⁴⁹ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.180.

⁵⁰ *Ibíd.*, p.180.

Figura 19. Tablero de Campo de Presión



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Solution Algorithms for Pressure-Velocity Coupling in Steady Flows*. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.182.

Las variables escalares, incluyendo la presión, son almacenadas en los nodos (\bullet). Las velocidades son definidas en las caras de célula (escalares) en medio los nodos y son indicadas por flechas. Las flechas horizontales (\rightarrow), indican las posiciones para la velocidad en \square y las flechas en dirección vertical (\uparrow), denotan la posición para la velocidad en \square para flujos en dos dimensiones y se hace uso de la componente \square para flujos en tres dimensiones. Además son utilizados los puntos cardinales como notación **E**, **W**, **N**, **S**, para coordinar el desplazamiento de nodo a nodo⁵¹.

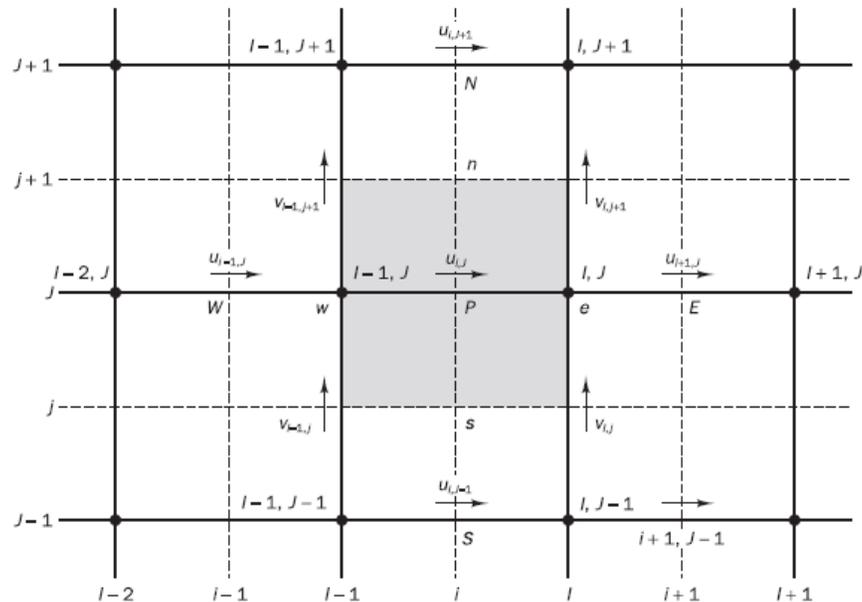
4.5.2. Las Ecuaciones de Momentum

La discretización de ecuaciones para la velocidad y el procedimiento de solución subsecuente, es el mismo como él una ecuación escalar. Para ello es usado un método de enumeración de cara de célula, basados en una línea de la malla dados en una nueva notación. En la dirección " \square ", la numeración es... \square - \square , \square ,

⁵¹ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.181.

$i+1, \dots$ etc. En la dirección x , la numeración es... $i-1, i, i+1, \dots$ etc. para construir las caras de las células, se generan unas líneas discontinuas, denotadas de la siguiente manera... $i-1, i, i+1, \dots$ y..., $i-1, i, i+1, \dots$ en las direcciones " x " y " y " respectivamente. Este tipo de sistema basado en la enumeración, nos permite definir las posiciones de los nodos y las caras de célula con una buena precisión. La discretización de la ecuación de momentum para la velocidad, se debe a la nueva expresión en el sistema de coordenadas⁵².

Figura 20. Volumen de Control u y sus Componentes de Velocidad Vecinas



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Solution Algorithms for Pressure-Velocity Coupling in Steady Flows*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.184.

4.5.3. El Algoritmo SIMPLE

El nombre SIMPLE, tiene como significado método Semi-implícito para ecuaciones unidas por presión. El algoritmo estuvo propuesto originalmente por Patankar y Spalding⁵³, el cual, es un procedimiento de Encontrar y corregir el cálculo de presión sobre la malla. Este algoritmo, entrega un método de cálculo de velocidad

⁵² VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.181.

⁵³ PATANKAR, S.V. y SPALDING, D.B.. *A Calculation Procedure for Heat, Mass and Momentum Transfer in Three-Dimensional Parabolic Flows*, Int. F. Heat Mass Transfer, Vol 15, 1972.

y presión, siendo totalmente iterativo. Cuando otras escalares son acopladas a la ecuación de momentum, los cálculos deben ser hechos secuencialmente⁵⁴. A continuación se aprecia un diagrama de flujo del algoritmo SIMPLE: figura 21.

4.5.4. El Algoritmo SIMPLER

El algoritmo SIMPLER de Patankar⁵⁵, es una versión mejorada del SIMPLE. En este algoritmo, la discretización de la ecuación de continuidad, es usada para encontrar una ecuación de discretización para la presión. A diferencia del método SIMPLE, este aplica un método de corrección de velocidad⁵⁶. A continuación se aprecia el algoritmo del método SIMPLER: figura 22.

4.5.5. El Algoritmo SIMPLEC

El algoritmo SIMPLEC de Van Doormal y Raithby⁵⁷, Usa los mismos pasos que el algoritmos SIMPLE, con una diferencia en la ecuación de momentum, la cual es manipulada de tal modo que la ecuación de corrección omita los términos que son menos significativos⁵⁸.

4.5.6. El Algoritmo PISO

Este algoritmo tiene como significado presión implícita, con la división de operaciones propuesto por Issa⁵⁹, cuyo procedimiento de cálculo de velocidad-presión fue desarrollado al principio para el cómputo no iterativo de flujos compresibles inestables, pero ha sido adaptado satisfactoriamente para la

⁵⁴ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.186.

⁵⁵ PATANCAR, S.V.. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. New York: Hemisphere Publishing Corporation, Taylor & Francis Group, 1980.

⁵⁶ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W., op. cit, p. 191.

⁵⁷ VAN DOORMAL, J.P. y RAITHBY, G.D.. Enhancements of the SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid Flows, Number. Heat Transfer, Vol 7, 1984.

⁵⁸ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W., op. cit, p. 193.

⁵⁹ ISSA, R.I.. Solution of the Implicitly Discretised Fluid Flow Equations by Operator-Splitting, F. Comput. Phys., Vol 62.

solución iterativa de problemas de estado estable. El algoritmo PISO implica un paso predictor, dos pasos de corrector y puede ser visto como una extensión del algoritmo SIMPLE⁶⁰. A continuación se aprecia el algoritmo PISO: figura 23.

4.5.7. El Algoritmo Coupled

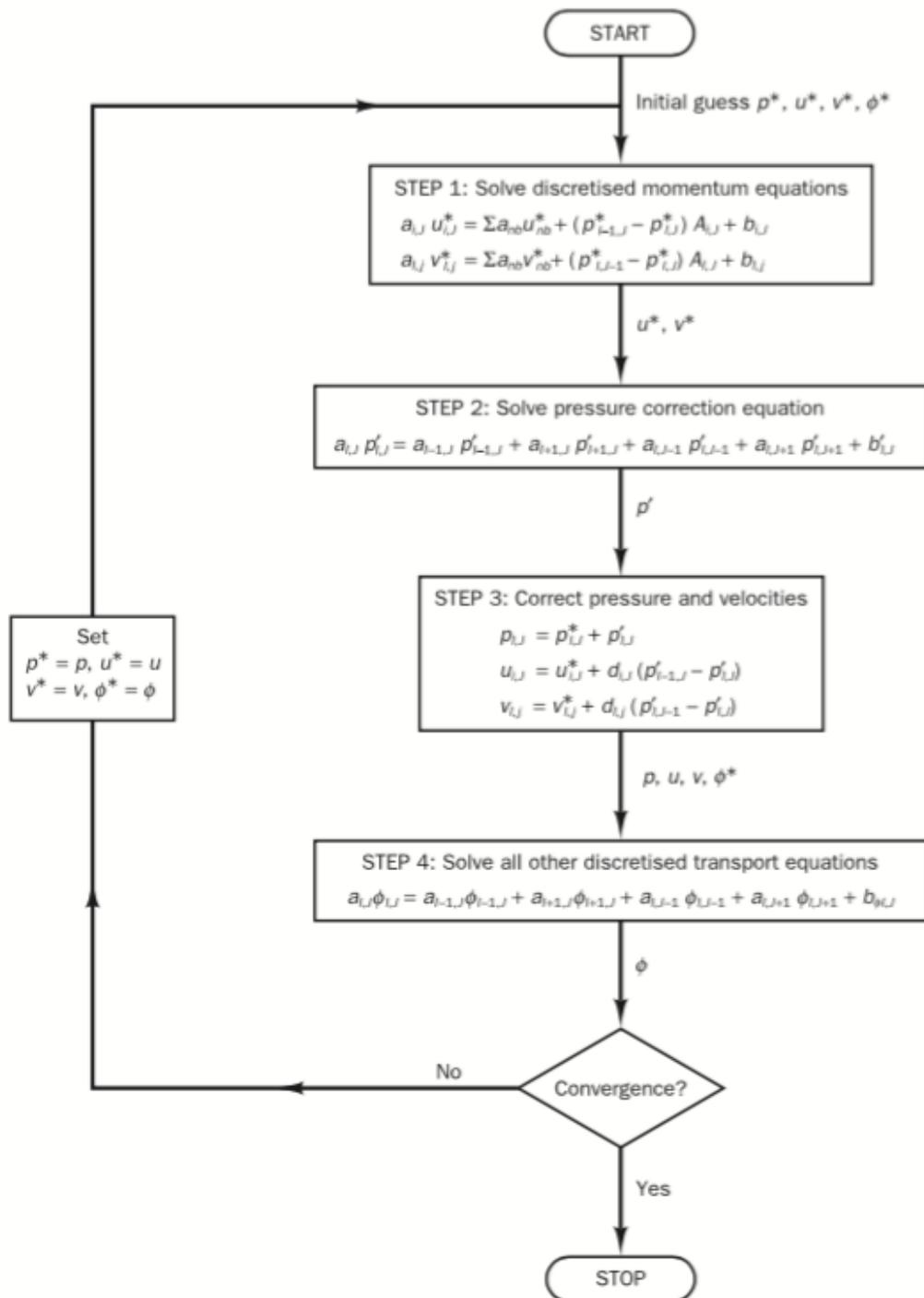
El solucionador Coupled basado en la presión reduce el tiempo de convergencia en general. Este algoritmo permite solucionar el problema de flujo mediante la resolución de las ecuaciones de continuidad y momentum basados en la presión de una manera acoplada, siendo muy útil, cuando la calidad de la malla es muy pobre o los pasos de tiempo son muy grandes⁶¹. Este algoritmo está basado en el acercamiento del corrector de predicción, siendo totalmente robusto y eficiente, pero no es compatible para el modelo multifase euleriano, condiciones de contorno periódicas de flujo de masa y la opción de velocidad fija⁶².

⁶⁰ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.193.

⁶¹ ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent: Pressure-Velocity Coupling. {En línea}. {24 de Septiembre de 2016} disponible en: (<https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent6/html/ug/node998.htm#sec-pbcs>).

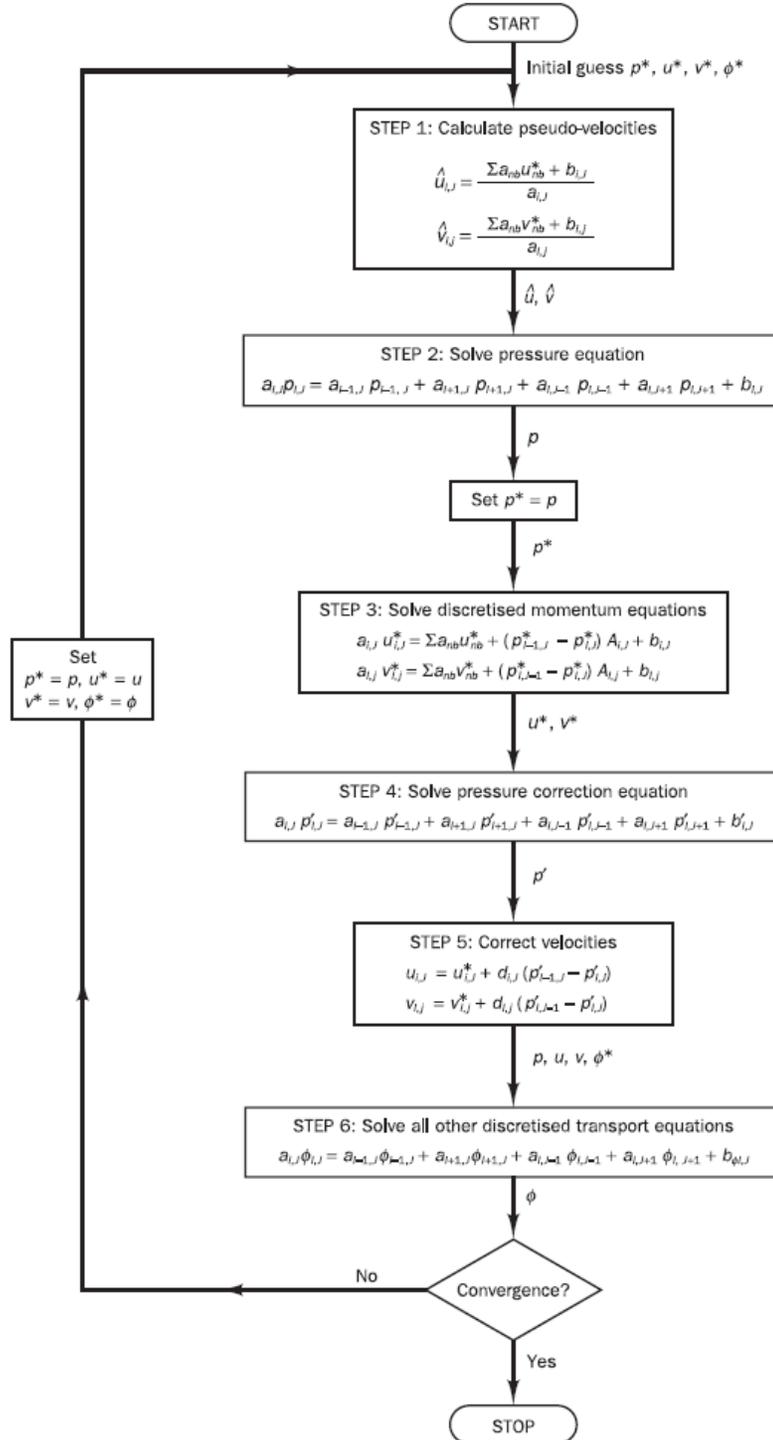
⁶² ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent: Choosing the Pressure-Velocity Coupling Method. {En línea}. {24 de Septiembre de 2016} disponible en: (<https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent6/html/ug/node1021.htm>).

Figura 21. Algoritmo SIMPLE



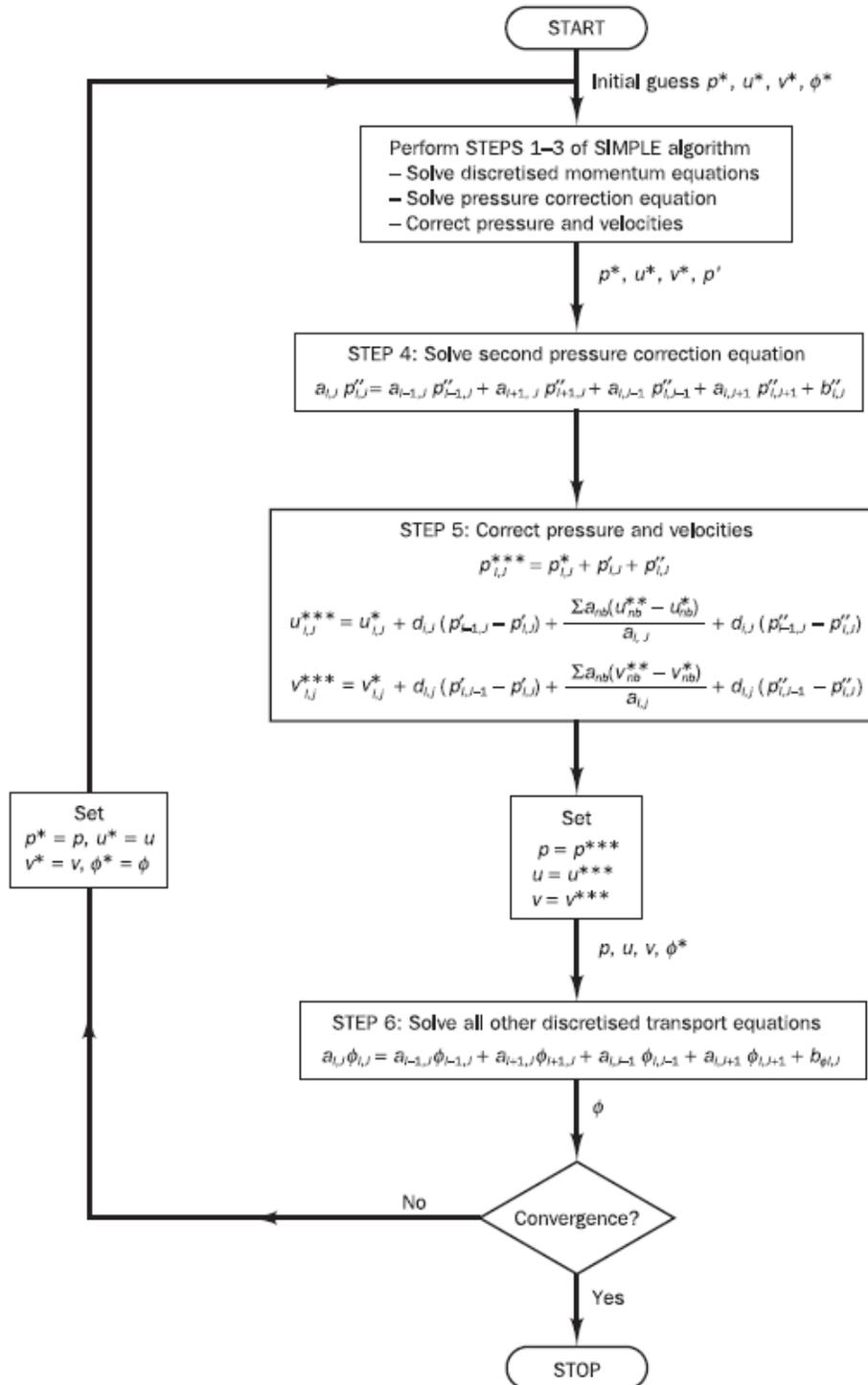
Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Solution Algorithms for Pressure-Velocity Coupling in Steady Flows*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.190.

Figura 22. Algoritmo SIMPLER



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Solution Algorithms for Pressure-Velocity Coupling in Steady Flows*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.192.

Figura 23. Algoritmo PISO



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Solution Algorithms for Pressure-Velocity Coupling in Steady Flows*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.195.

4.5.8. Comentario General para SIMPLE, SIMPLER, SIMPLEC y PISO

El algoritmo SIMPLE, es relativamente sencillo y ha sido puesto satisfactoriamente en práctica en numerosos procedimientos de CFD, trayendo consigo, una serie de ventajas en el ahorro de recursos computacionales, debido a la convergencia mejorada, además del uso de corrección de presión, siendo favorable para corregir las velocidades, pero no tan bueno para la corrección de presión. El algoritmo SIMPLER, considera una mejora del uso de corrección de presión para corregir sólo la velocidad. Esto trae una ventaja significativa para solucionar la ecuación de momentum, haciendo que el costo de convergencia rápida reduzca en un 30% el tiempo de cómputo. El algoritmo PISO, por su parte muestra un comportamiento de convergencia robusto y de mayor ahorro en recursos computacionales entre SIMPLER y SIMPLEC. Los Algoritmos SIMPLEC y PISO han demostrado ser tan eficiente como el algoritmo SIMPLER en ciertos tipos de flujos, pero no es claro si categóricamente pueden ser declarados mejor que este. Las comparaciones han mostrado que el funcionamiento de cada algoritmo depende de lo siguiente: las condiciones de flujo, los factores de sobre relajación, el orden entre la ecuación de momentum y ecuaciones escalares, y en algunos casos, los detalles de la técnica numérica usada para solucionar las ecuaciones algebraicas⁶³.

4.6. CONDICIONES DE FRONTERA

Todos los problemas de CFD son definidos en términos de condiciones iniciales y condiciones de frontera. En problemas transitorios los valores iniciales de todas las variables del flujo necesitan ser especificadas en todos los puntos de solución en el dominio del flujo. Dado que esto no involucra medidas especiales distintas de inicializar los datos apropiados en el código CFD, no es necesario ahondar más en este tema ⁶⁴. A continuación se enuncian las condiciones de frontera más comunes:

- Entrada (Inlet)
- Salida (Outlet)
- Pared (Wall)
- Presión prescrita (Prescribed pressure)
- Simetría (Symmetry)
- Cíclica (Periodicity or cyclic boundary condition)

⁶³ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.196.

⁶⁴ *Ibíd.*, p.267.

Cabe resaltar que cada problema de CFD tiene su propia complejidad y por ende, su propia disposición de condiciones de frontera, por lo tanto, las condiciones de frontera deben ajustarse lo más fielmente posible al problema real y de esta manera llevar a cabo su planteamiento y posterior solución. En pocas palabras, diferentes condiciones de frontera son usadas en sinergia para el planteamiento y la resolución del problema en estudio.

4.7. ERRORES E INCERTIDUMBRE EN EL MODELAMIENTO CFD

Durante los 90's los beneficios obtenidos por el uso de CFD fueron reconocidos en grandes corporaciones y empresas; actualmente, la dinámica de fluidos computacional es usada en el diseño y desarrollo de diferentes ambientes en un gigantesco rango de industrias. Esto se ha centrado en la atención del "valor por el dinero" y las consecuencias potenciales de las malas decisiones tomadas en base a los resultados CFD. Las consecuencias de resultados CFD inexactos son grandes pérdidas de tiempo, dinero y esfuerzo, e incluso peor, pueden causar una falla catastrófica de componentes, estructuras o máquinas. Además los costos que acarrea la capacidad de utilización de CFD pueden ser bastante sustanciales, como lo son:

- El costo del equipo de computación.
- El costo operativo directo: Licencias de software y salarios de especialistas en CFD.
- Los costos operativos indirectos: Mantenimiento del equipo de computación y el aprovisionamiento de recursos de información para soportar la actividad CFD.

El valor de los resultados del modelamiento en CFD es indiscutible, por ejemplo, el tiempo ahorrado en el diseño y la mejora del producto a través de un mejor entendimiento del problema ingenieril que esté bajo consideración, son prueba de ello, más sin embargo, estos resultados son bastante difíciles de cuantificar. Por lo cual la aplicación y la utilización del modelamiento CFD como herramienta importante en la ingeniería, debe justificarse en su exactitud, precisión y confiabilidad en los resultados proporcionados. Con sus raíces situadas en la investigación en un ámbito académico, el modelamiento CFD surgió con el fin de mejorar el entendimiento, sin la necesidad de hacer declaraciones muy precisas para garantizar su veracidad. Sin embargo, la industria ingenieril, ha tenido la tradición de hacer las cosas funcionar dentro de las limitaciones del estado de conocimiento actual, por lo cual las limitantes son conocidas. La valoración de la

incertidumbre en datos experimentales, es una práctica bien fundamentada, y las técnicas pertinentes deberían formar parte de la educación básica del ingeniero⁶⁵.

Refiriéndose a la veracidad y confiabilidad en CFD se han traído a colación extensas revisiones de los factores que influyen los resultados de simulación y procesos sistemáticos desarrollados, similares a la estimación de incertidumbre en los resultados experimentales, para la evaluación cuantitativa de los niveles de confianza. Esto ha permitido la formulación de un número de pautas para una mejor práctica de CFD, las de mayor influencia son las pautas proporcionadas por AIAA⁶⁶ y ERCOFTAC⁶⁷. En el contexto de veracidad y confiabilidad en el modelamiento CFD, las siguientes definiciones de error e incertidumbre ahora han sido ampliamente aceptadas (AIAA⁶⁸, Oberkampf y Trucano⁶⁹):

- **ERROR:** Una deficiencia reconocible en un modelo CFD que no es causada por una falta de conocimiento. Las causas de los errores, definidas en cierta manera, son:
 - i) Errores Numéricos: Errores de redondeo, errores de convergencia iterativa y errores de discretización.
 - ii) Errores de Codificación: Errores computacionales en el software.
 - iii) Errores de Usuario: Errores humanos a través del uso incorrecto del software.

- **INCERTIDUMBRE:** Una deficiencia potencial en el modelo CFD que es causada por falta de conocimiento. Las principales fuentes de incertidumbre son:
 - i) Entradas con Incertidumbre: Inexactitudes debidas a una información

⁶⁵ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.285.

⁶⁶ AIAA. Guide for the Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations, AIAA Guide G-077-1998, 1998.

⁶⁷ ERCOFTAC: CASEY, M. y WINTERGERSTE. T. (Eds). Best Practice Guidelines, Version 1.0, ERCOFTAC Special Interest Group on Quality and Trust Industrial CFD, 2000.

⁶⁸ AIAA, op.cit.

⁶⁹ OBERKAMPF, W.L. y TRUCANO, T.G.. Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics, Prog. Aerosp. Sci., Vol 38, 2002.

limitada o una aproximada representación de la geometría, condiciones de frontera, propiedades del material, etc.

ii) Incertidumbre del Modelo Físico: Discrepancias entre flujos reales y CFD debidos a una inadecuada representación de procesos físicos o químicos (Turbulencia, Combustión, Etc.) o debido a la simplificación de suposiciones en el proceso de modelamiento (Flujo incompresible, Flujo estacionario, Etc.).

Los errores de codificación y errores de usuario son las formas más insidiosas de errores, es decir, errores que resultan disimularse muy bien o se tienden a pasar por desapercibidos⁷⁰.

4.7.1. Errores Numéricos

La dinámica de fluidos computacional resuelve sistemas no lineales de ecuaciones diferenciales parciales de una manera discretizada en mallas de pasos finitos de tiempo y volúmenes de control finitos que cubren la región de interés y sus fronteras. Esto da lugar a tres reconocidas fuentes de errores numéricos:

- Errores de redondeo: Los errores de redondeo son el resultado de la representación computacional de números reales por medio de un número finito de dígitos significantes, la cual se denomina la exactitud de la máquina. Estos errores generalmente pueden ser controlados a través de una utilización cuidadosa de notaciones numéricas como puntos flotantes (Abreviaturas de números en forma potencial) o bien, adicionar números con una muy larga diferencia en magnitud entre sí⁷¹.
- Errores de convergencia iterativa: La solución numérica de un problema de flujo requiere un proceso iterativo, la solución final satisface con exactitud al flujo discretizado al interior del dominio y las condiciones especificadas en sus fronteras, si la secuencia de iteración es convergente, la diferencia entre la solución final de la colección de ecuaciones de flujo discretizadas acopladas y la solución actual después de un número k de iteraciones, se reduce, a su vez que el número de iteraciones crece. En la práctica, los recursos de computación disponibles y el tiempo, son truncados a una secuencia de iteración cuando la solución es lo suficientemente cercana a la solución final⁷².

⁷⁰ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.286.

⁷¹ *Ibíd.*, p.287.

⁷² *Ibíd.*, p.287.

- Errores de discretización: Las derivadas temporales y espaciales del flujo variable, las cuales aparecen en las expresiones de tasa de cambio, flujos, etc. en las ecuaciones gobernantes, son aproximadas en el método de volúmenes finitos en la malla de tiempo y espacio elegida⁷³.

4.7.2. Entrada con Incertidumbre

La entrada con incertidumbre es asociada con discrepancias entre el flujo real y la definición del problema dentro de un modelo CFD. Se considera la entrada de datos bajo las siguientes condiciones:

- Dominio de la geometría: La definición del dominio de la geometría involucra la especificación de la forma y del tamaño de la región de interés. A manera de ejemplo se toma un modelo CAD de aplicación industrial, el cual es imposible fabricar perfectamente con las especificaciones de diseño, las tolerancias de fabricación dejan discrepancias entre el diseño del modelo y la pieza fabricada. Además el modelo CAD necesita ser convertido de una manera adecuada dentro del CFD, lo cual también puede causar discrepancias entre el diseño original y la geometría dentro del CFD. Finalmente, la frontera de la forma en CFD es una representación discreta de la frontera real. En pocas palabras, la geometría macroscópica y microscópica dentro del modelo en CFD será de alguna manera diferente del paso de flujo real, lo cual contribuye a la incertidumbre en la entrada en los resultados del modelo⁷⁴.
- Condiciones de frontera: Aparte de la forma y estado de la superficie de las fronteras sólidas, es además necesario especificar las condiciones en la superficie para las otras variables de flujo, como lo son la velocidad, temperatura, etc. Puede ser difícil adquirir este tipo de entrada a un alto grado de exactitud.

La elección de ubicación y tipo de fronteras abiertas a través de las cuales el flujo entra y deja el dominio es un reto particular en el modelamiento CFD. Las condiciones de frontera son elegidas de un conjunto de tipos de frontera disponibles.

Debe haber compatibilidad entre el tipo de condiciones de frontera abiertas que se ha elegido y la información de flujo disponible en la ubicación de

⁷³ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.289.

⁷⁴ Ibíd., p.290.

superficie elegida. En algunos casos se cuenta solamente con una información parcial⁷⁵.

- Propiedades del fluido: Todas las propiedades de fluido dependen de un mayor o menor alcance en el valor local de los parámetros de flujo, como la presión y la temperatura. Frecuentemente, la suposición de propiedades constantes del fluido es aceptable, ya que, las variaciones espaciales y temporales de los parámetros del fluido que influyen esta propiedad son pequeños. La aplicación de esta suposición también beneficia la economía de la solución, dado que los modelos CFD convergen con mayor rapidez si las propiedades del fluido permanecen constantes; sin embargo, si se supone que las propiedades constantes del fluido son inexactas, errores son introducidos. Si se permite a las propiedades del fluido variar como funciones de parámetros de flujo, se tendría que competir con errores debidos a incertidumbre experimental en las relaciones que describen las propiedades del fluido⁷⁶.

4.7.3. Incertidumbre del Modelo Físico

4.7.3.1. Exactitud Limitada o Falta de Validez en Submodelos

El modelamiento CFD de fenómenos de flujo complejo, como turbulencia, combustión, transferencia de calor y masa, involucran submodelos semi-empíricos. Ellos encapsulan el gran entendimiento científico de procesos físico-químicos complejos. Los submodelos invariablemente contienen constantes ajustables derivadas de mediciones de alta calidad en una clase limitada de flujos simples. En la aplicación de los submodelos a flujos más complejos, se extrapola más allá del rango de esos datos. Haciendo esto, es ciertamente asumiendo que la física/química no cambia mucho, de modo que el submodelo continúa aplicando y los valores de las constantes ajustables no necesitan cambiar. Hay diversas razones de porque la aplicación de submodelos trae incertidumbre en un resultado CFD:

- Un flujo complejo puede envolver nuevos e inesperados procesos fisicoquímicos que no son explicados en el submodelo original. En la ausencia de un mejor submodelo, el usuario no tiene más opción que trabajar con una descripción menos sofisticada del flujo.

⁷⁵ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.290.

⁷⁶ *Ibíd.*, p.291.

- A pesar de la disponibilidad de submodelos más comprensivos, el usuario puede deliberadamente seleccionar un modelo “SIMPLER”, con una representación fisicoquímica de menor exactitud.
- Un flujo complejo puede incluir la misma mezcla de física y química como los flujos simples originales, pero no exactamente en la misma combinación, requiriendo así ajustes de las constantes del submodelo.
- Las constantes empíricas dentro de los submodelos representan un mejor ajuste de los datos experimentales, los cuales en sí mismos tienen alguna incertidumbre⁷⁷.

4.7.3.2. Exactitud Limitada o Falta de Validez en Suposiciones Simplificadas

Al comienzo de cada ejercicio de modelamiento CFD es común practicar para establecer si es posible aplicar una o más simplificaciones potenciales.

Una considerable solución económica puede ser lograda si el flujo puede ser tratado como:

- Estacionario vs. Transitorio.
- Bidimensional, simétrico en los ejes, simétrico a través de uno o más planos vs. completamente tridimensional.
- Incompresible vs. compresible.
- Adiabático vs. transferencia de calor a través de las fronteras.
- Única fase vs. Multi fase / Única especie vs. Multi componente

En muchos casos es relativamente fácil ver si una simplificación es justificable con una buena exactitud, por ejemplo, la validez de la suposición del flujo incompresible depende del valor del número Mach (M). Las diferencias entre las simulaciones CFD compresibles e incompresibles son leves cuando el número Mach es menor a 0.3; mientras el número Mach se hace cercano a la unidad, la discrepancia entre ambas aproximaciones se hace gradualmente mayor y por lo tanto, la incertidumbre del modelo físico asociado con la suposición incompresible incrementará. Un resultado de modelamiento CFD con un número Mach igual a uno, basado en la suposición del flujo incompresible llega a no tener sentido, si las ondas de choque no pueden ser representadas.

En otros casos, los problemas de modelamiento no tienen tanta claridad. Muchos flujos exponen geometrías simétricas en uno o dos planos. Sin embargo, a menos que la entrada de flujo posea la misma simetría, una simplificación del modelo

⁷⁷ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.291.

basado en una geometría simétrica será inexacto. Algunos flujos a través de pasos simétricos son sensitivamente dependientes de las condiciones de entrada.

Un tipo de problema diferente es encontrado cuando se considera un flujo estacionario uniforme que se aproxima alrededor de un cilindro con el eje perpendicular al flujo. En un amplio rango de velocidades, una elevación periódica del flujo se desarrolla atrás del cilindro, conocida como la calle de vórtices de Von Karman. Las simulaciones con flujo estacionario y suposiciones simétricas podrían fallar en la captación de este fenómeno, con acompañamiento de pérdida de exactitud en la simulación.

La precisión y la adecuación de todos los supuestos simplificados para un flujo dado determinan el tamaño de su contribución a la incertidumbre del modelo físico⁷⁸.

4.7.3.3. Verificación y Validación

Una vez reconocido que los errores e incertidumbre son aspectos inevitables del modelamiento CFD, se hace necesario desarrollar métodos rigurosos para cuantificar el nivel de confianza en sus resultados. En este contexto la siguiente terminología debida a la AIAA ⁷⁹ y Oberkampf y Trucano ⁸⁰ ha sido ahora ampliamente aceptada:

- **VERIFICACIÓN:** El proceso de determinar que una implementación del modelo exactamente representa la descripción conceptual del modelo y la solución del modelo. Roache ⁸¹ acuñó la frase “Resolver ecuaciones correctamente”. Este proceso cuantifica los errores.
- **VALIDACIÓN:** El proceso de determinar el grado al cual un modelo es una representación exacta del mundo real desde la perspectiva de los usos

⁷⁸ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.293.

⁷⁹ AIAA. Guide for the Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations, AIAA Guide G-077-1998, 1998.

⁸⁰ OBERKAMPF, W.L. y TRUCANO, T.G.. Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics, Prog. Aerosp. Sci., Vol 38, 2002.

⁸¹ ROACHE, P. Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations. Albuquerque: Hermosa, 1998.

previstos del modelo. Roache⁸² llamo a esto “Resolver las ecuaciones correctas”. Este proceso cuantifica la incertidumbre⁸³.

4.7.3.4. Verificación

El proceso de verificación involucra la cuantificación de los errores. Dado que se han estado ignorando errores de codificación computacional y errores de usuario, se necesita estimar el error de redondeo, el error de convergencia iterativa y el error de discretización.

- El error de redondeo puede ser evaluado a través de la comparación de los resultados CFD obtenidos usando diferentes niveles de exactitud de la máquina.
- El error de convergencia iterativa puede ser cuantificado a través de la investigación de los efectos de una variación sistemática del criterio de truncamiento para todos los residuos en cantidades objetivo de interés. Por ejemplo, la caída de presión computada o la tasa de flujo de masa en un flujo interno, la fuerza en un objeto en un flujo externo, la velocidad a una o más locaciones de interés. Las diferencias entre los valores de una cantidad objetivo a varios niveles del criterio de truncación proveen una medida cuantitativa de la proximidad a una solución completamente convergida.
- El error de discretización es cuantificado a través de un refinamiento sistemático de las mallas de espacio y tiempo. En un trabajo CFD de alta calidad se debe intentar demostrar la reducción monótona del error de discretización de cantidades objetivo de interés y el campo de flujo como un todo en dos o tres niveles sucesivos de refinamiento de la malla⁸⁴.

Se asume que la solución numérica satisface las siguientes condiciones (Roache⁸⁵):

⁸² ROACHE, P. Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations. Albuquerque: Hermosa, 1998.

⁸³ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.293.

⁸⁴ *Ibíd.*, p.294.

⁸⁵ ROACHE, P. Quantification of Uncertainty in Computational Fluid Dynamics, Ann. Rev. Fluid Mech., Vol 29, 1997.

- El campo de flujo es suficientemente fino para justificar el uso de expansión en series de Taylor, a manera de ejemplo, no hay discontinuidades en ninguna de las variables del flujo.
- La convergencia es monótona, a manera de ejemplo, si el valor de una magnitud objetivo se incrementa o se reduce en una cantidad X al pasar de una malla gruesa a una malla media, su valor de nuevo debería aumentar o reducirse al pasar de la malla media a una malla fina y la magnitud del cambio debe ser más pequeña que la magnitud de X .
- El método numérico está en su rango asintótico.

4.7.3.5. Validación

El proceso de validación involucra la cuantificación de la entrada con incertidumbre y la incertidumbre del modelo físico.

- La entrada con incertidumbre puede ser estimada por medio de un análisis de sensibilidad o un análisis de incertidumbre. Esto involucra múltiples pruebas de funcionamiento del modelo CFD con diferentes valores de datos entrada muestreados de distribuciones de probabilidad basados en su valor medio y variaciones esperadas.

Las variaciones observadas de cantidades de interés pueden ser usadas para producir límites por arriba y por abajo para su rango esperado, y de esa manera, ser una medida útil de entrada con incertidumbre. En el análisis de sensibilidad, los efectos de las variaciones en cada elemento de entrada de datos son estudiados individualmente.

Por otra parte, un análisis de incertidumbre considera posibles interacciones debido a las variaciones simultáneas de diferentes datos de entrada de datos y usa las técnicas de Monte Carlo en el diseño del programa de pruebas de funcionamiento CFD.

- Oberkampf and Trucano⁸⁶ establecieron que una evaluación cuantitativa de la incertidumbre del modelamiento físico requiere comparación de resultados CFD con resultados experimentales de alta calidad. También notaron que una validación significativa sólo es posible en presencia de buenas estimaciones cuantitativas de todos los errores numéricos, entradas con incertidumbre y la incertidumbre de los datos experimentales usados en la comparación.

⁸⁶ OBERKAMPF, W.L. y TRUCANO, T.G.. Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics, Prog. Aerosp. Sci., Vol 38, 2002.

De este modo, el test definitivo de un modelo CFD es una comparación entre sus datos de salida y datos experimentales. Sin embargo, la manera en la cual una comparación debería ser llevada mejor es todavía un tema de discusión. La manera más común de reportar los resultados en un ejercicio de validación es dibujar una gráfica de una cantidad objetivo en el eje Y y un parámetro de flujo en el eje X. Si la diferencia entre los valores computados y experimentales luce lo suficientemente pequeña el modelo CFD es considerado ser validado. El último juicio es bastante subjetivo, Coleman y Stern⁸⁷ propusieron bases más rigurosas para comparaciones de validación, dibujando en la práctica de estimación de incertidumbre en resultados experimentales involucrando varias fuentes de independientes de incertidumbre. Una simulación es considerada ser validada si la diferencia entre los datos experimentales y los resultados del modelo CFD es más pequeña que la validación de incertidumbre. El nivel de confianza en el modelo CFD es indicado por la magnitud de la validación de incertidumbre.

Oberkampf y Trucano⁸⁸ señalaron que esta aproximación puede tener la ligera implicación paradójica que es más fácil validar un resultado CFD con resultados experimentales de baja calidad conteniendo una gran cantidad de dispersión. Sugirieron una validación métrica alternativa, la cual incluye una contribución estadística, la influencia por la cual decrece como la varianza de los datos experimentales decrece con el incremento del número de repeticiones experimentales. Por consiguiente, la métrica indica niveles incrementados de confianza en un código CFD validado, si la diferencia entre los datos experimentales y los resultados CFD es pequeña la incertidumbre experimental también lo es. Independientemente de sus méritos individuales, ambos métodos proveen una base más objetiva para comparaciones de validación⁸⁹.

4.8. MÉTODOS PARA TRATAR CON GEOMETRIAS COMPLEJAS

Hay una gran diferencia en la aplicación de geometrías complejas que no encajan en las coordenadas cartesianas con las que sí lo hacen. Cuando el límite no

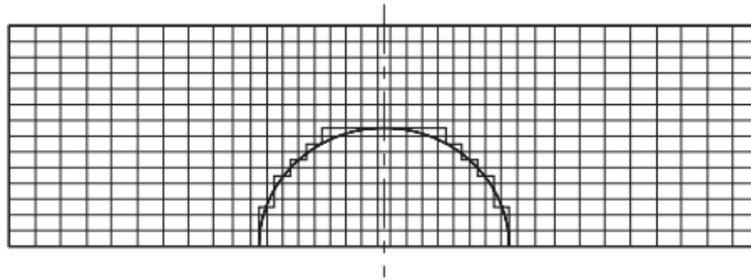
⁸⁷ COLEMAN, H.W. y STERN, F.. Uncertainties and CFD Code Validation, F Fluids Eng., Trans. ASME, Vol.199, 1997.

⁸⁸ OBERKAMPF, W.L. y TRUCANO, T.G.. Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics, Prog. Aerosp. Sci., Vol 38, 2002.

⁸⁹ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.296.

coincide con las líneas de coordenadas de una cuadrícula estructurada se debe trabajar con una aproximación de la geometría.

Figura 24. Disposición en Cuadrícula Cartesiana para la Predicción de Flujo sobre Medio Cilindro



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Methods for Dealing with Complex Geometries. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.304.

Así como se refleja en el grafico se hace una aproximación de características cartesianas para llegar a la geometría. Hay que tener presente que el cuerpo no toma parte de los cálculos, también las paredes escalonadas del cuerpo generaran errores en los cálculos, pero pueden ser corregidos por medio de una malla cartesiana muy fina para cubrir la zona de la pared. Se debe tener en cuenta que esto también genera aumento del costo computacional en términos del rendimiento de la máquina⁹⁰.

La CFD utiliza métodos para geometrías complejas los cuales se encuentran clasificados en dos grupos:

- Arreglos de cuadrícula curvilíneas estructuradas.
 - ✓ Puntos de la cuadrícula se colocan en las intersecciones de coordenadas líneas
 - ✓ Puntos internos de la cuadrícula tienen un número fijo de puntos vecinos en la cuadrícula.
 - ✓ Los puntos de la cuadrícula pueden ser asignados a una matriz, la ubicación de la cuadrícula estructurada y la matriz vienen dados por incidencias (I, F para dos dimensiones y i, f, k para tres dimensiones).

⁹⁰ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.304.

- Cuadrícula no reestructurada.

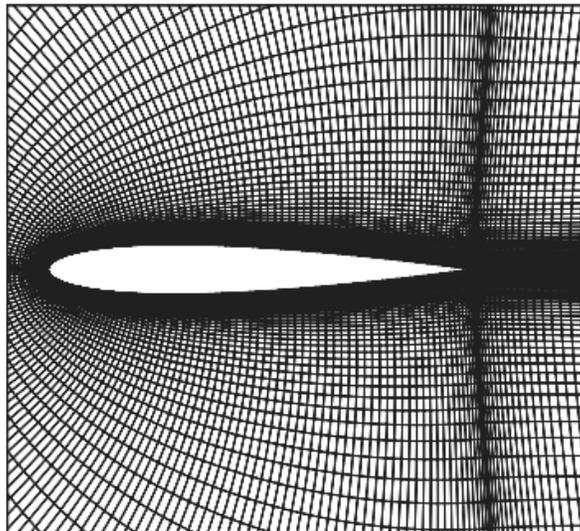
La cuadrícula curvilínea estructurada o cuadrícula montada al cuerpo está basada en el mapeo del dominio computacional con una forma sencilla⁹¹.

4.8.1. Cuadrícula de Coordenadas Montada al Cuerpo para Geometrías Complejas

Se desarrolló para hacer frente a los flujos de bordes curvos, tales como el flujo a través de una superficie sustentadora y se clasifican en dos sistemas:

- Coordenadas curvilíneas ortogonales: En una malla ortogonal las líneas de la cuadrícula son perpendiculares en las intersecciones.
- Coordenadas no ortogonales: Aquí las líneas de la cuadrícula no se cruzan en ángulos de 90°⁹².

Figura 25. Un ejemplo de una Malla Curvilínea Ortogonal para Calcular el Flujo Alrededor de un Perfil

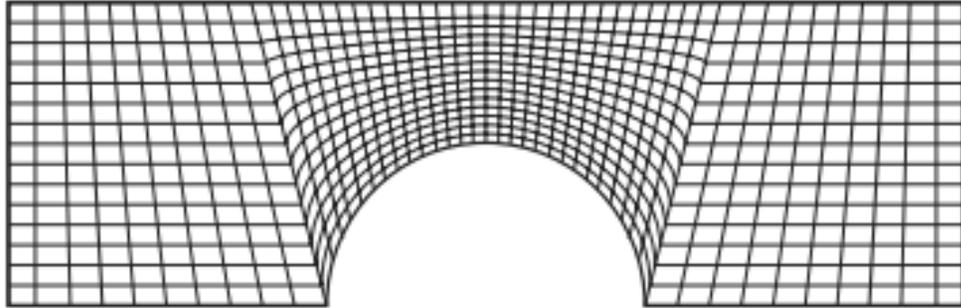


Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Methods for Dealing with Complex Geometries*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.306.

⁹¹ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.305.

⁹² *Ibíd.*, p.305.

Figura 26. Uso de una Malla No Ortogonal Ajustada al Cuerpo para la Predicción del Flujo sobre un Cilindro.



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Methods for Dealing with Complex Geometries*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.306.

4.8.2. Dificultad de la Cuadrícula Curvilínea

Tiene un costo por la flexibilidad geométrica debido a que las ecuaciones que rigen en sistemas de coordenadas curvilíneas son mucho más complejas lo cual representa mayor costo de almacenamiento adicional⁹³.

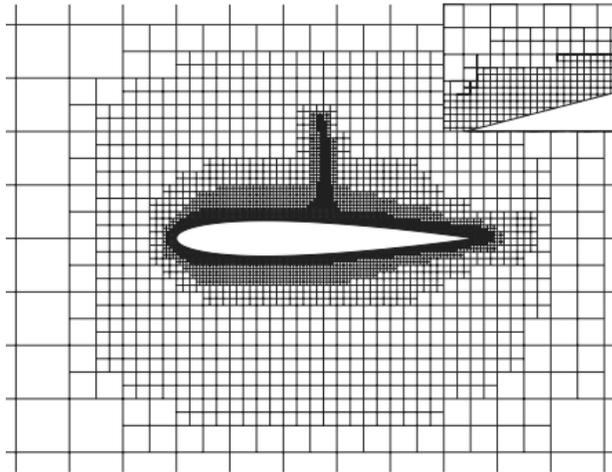
4.8.3. Cuadrícula de Bloques Estructurada

Para superar los problemas asociados con la generación de la malla estructurada para geometrías complejas hay una ventaja y es el uso del método de Bloques-estructurados. Son extremadamente útiles en el manejo de geometrías complejas que consisten en varios sub-componentes geométricos. El bloque estructurado permite usar cuadrículas más refinadas en las regiones donde se requiere una mayor resolución. La aplicación de bloque estructurado cartesiano es usada principalmente para cálculos de un fluido sobre un perfil aerodinámico⁹⁴.

⁹³ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.308.

⁹⁴ *Ibíd.*, p.310.

Figura 27. Malla Estructurada de Bloques para un Perfil Transónico. Detalle: Refinamiento



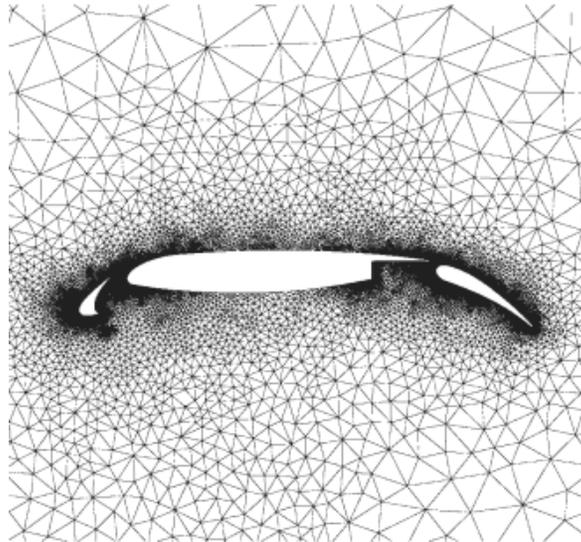
Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Methods for Dealing with Complex Geometries*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.310.

4.8.4. Malla No Estructurada

Una malla no estructurada se puede considerar como un caso límite de una malla multi-bloque donde cada célula se trata individualmente como un bloque. La ventaja que tiene este es que la malla puede concentrarse fácilmente sobre donde se desee disponer sin perder almacenamiento computacional, los volúmenes de control pueden tener cualquier forma, no hay restricciones sobre el número de células adyacentes en un punto de reunión (2D) o a lo largo de una línea (3D). Triángulos o cuadriláteros se utilizan con mayor frecuencia para los problemas 2D, tetraedros y hexahedros en los 3D⁹⁵.

⁹⁵ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.311.

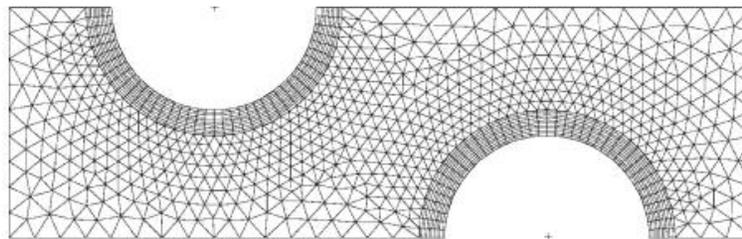
Figura 28. Una Malla Triangular para un Perfil de Tres Elementos



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Methods for Dealing with Complex Geometries*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.311.

En 2D un mixto de elementos triangulares y cuadrilaterales pueden ser usados para construir una malla. En un calculo de flujo 3D son usados frecuentemente combinando elementos tetraedrica y hexahedral.

Figura 29. Un Ejemplo de una Malla No Estructurada con Elementos Mixtos



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Methods for Dealing with Complex Geometries*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.312.

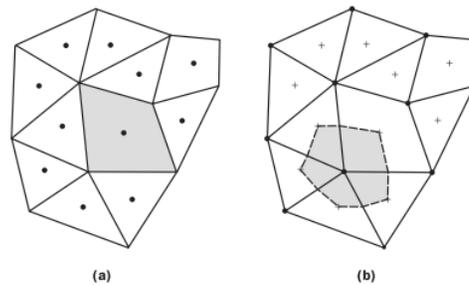
4.8.4.1. Discretización en una Malla No Estructurada

Hay dos caminos de definir un volumen de control en una malla no estructurada:

- ✓ Celula centrada de Volumen de control: Los nodos son ubicados en el centro del volumen de control.

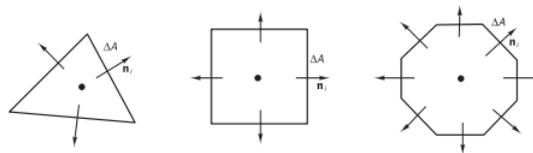
- ✓ Vertice centrado de volumen de control: Los nodos son Ubicados en los vertices de la malla, este es seguido por un proceso conocido como la mediana de doble teselacion, en el los sub-volumenes se formar uniendo los centroides de los elementos y puntos medios de los bordes⁹⁶.

Figura 30. Construcción del Volumen de Control en Mallas No Estructuradas 2D: (a) Volúmenes de Control de Célula Centrada; (b) Volúmenes de Control Basados en Vértices.



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Methods for Dealing with Complex Geometries*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.313.

Figura 31. Volúmenes de Control Típicos en 2D con un Número Variante de Elementos de Superficie



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: Methods for Dealing with Complex Geometries*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.314.

4.8.5. Comentario de los Diferentes Tipos de Malla

Se han considerado las diferentes disposiciones de malla que pueden ser usadas para discretizar las ecuaciones del flujo con el método de volúmenes finitos. Las

⁹⁶ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.312.

opciones disponibles pueden ser categorizadas como disposiciones de mallas estructuradas y no estructuradas. Las mallas estructuradas incluyen:

- Las mallas cartesianas involucran las ecuaciones que gobiernan el fluido en su forma más simple, pero la discretización de problemas de flujo con fronteras curvas en el dominio es inexacta.
- Las mallas curvilíneas se basan en el mapeo del dominio físico en un dominio computacional. La aproximación puede acomodar fronteras curvas, pero las ecuaciones en coordenadas curvilíneas son mucho más complejas, y existen varias dificultades en encontrar mapeos que sean viables para geometrías muy complejas.
- Las mallas de bloques estructuradas son construidas fuera de las subregiones, las cuales son enmalladas por separado. Esta técnica puede superar muchas de las dificultades asociadas a las geometrías complejas y establece una calidad mejorada de la malla en casos complejos.

La categoría de mallas no estructuradas no involucra una estructura de cuadrícula. Los volúmenes de control pueden tener formas arbitrarias, las cuales simplifican el enmallado de geometrías complejas. Hoy en día, esta aproximación es ampliamente utilizada en la CFD industrial⁹⁷.

⁹⁷ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.342.

5. GEOMETRÍA DEL VEHÍCULO

5.1. DISEÑO Y MODELAMIENTO CAD

5.1.1. Diseño y Modelamiento CAD de la Carrocería

La carrocería que se desarrolló para el auto eléctrico de la escudería DCM (Distrito Capital Motors) para la Fórmula Sena Eco 2013, fue diseñada, modelada y fabricada tomando como punto de partida el chasis y la configuración cruciforme del mismo. Se debía tener en cuenta el cumplimiento de los requerimientos de que en primer lugar esta se adaptara al auto y en segundo lugar, que ésta cumpliera con reglamento técnico de la Formula Sena Eco⁹⁸.

Debido a la problemática evidenciada con la configuración estructural y el bajo desempeño de la carrocería, la escudería optó por hacer una modificación estructural del chasis, para obtener una configuración lineal, lo cual proporcionaría una mejor distribución espacial del vehículo, por lo cual se necesitaría una nueva carrocería; se tomó en cuenta la estética y geometría del auto de competición Nissan Deltawing Gt6; el cual se puede apreciar en la figura 32.

Posteriormente se dio inicio a la fase de diseño en donde se realizaron una serie de bocetos, con el propósito de idear y preseleccionar la mejor carrocería en términos estéticos partiendo del modelo CAD del chasis con una nueva disposición como se presenta en la figura 33 y de la carrocería del Nissan Deltawing.

Seguidamente a la selección del boceto, se dio inicio al dimensionamiento y modelamiento de la carrocería en un software CAD (Computer Aided Design), teniendo como referencia el CAD del chasis del vehículo, y de esta manera poder acoplarlo a la escala real del vehículo.

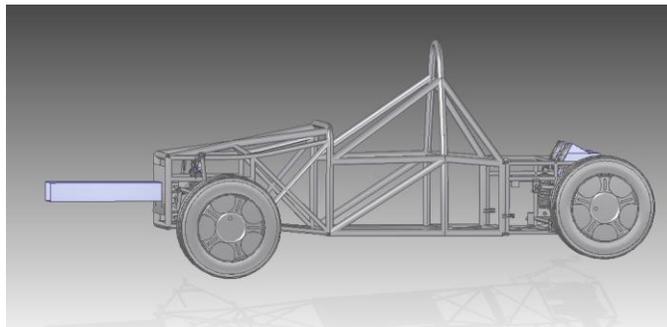
⁹⁸ SERVICIO NACIONAL DE APRENDIZAJE SENA. Reglamento Técnico Formula Sena Eco 2012-2013. {En línea}. {23 de Septiembre de 2016} disponible en: ([http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20\(2\).pdf](http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20(2).pdf)).

Figura 32. Nissan Deltawing



Fuente: GT PLANET. Lucas Ordoñez The Nissan Deltawing at Petit Le Mans: Live Streams & Coverage. {En línea}. {26 de Septiembre de 2016} disponible en: (<https://www.gtplanet.net/lucas-ordonez-pilots-the-nissan-deltawing-at-petit-le-mans-live-streams-coverage/>)

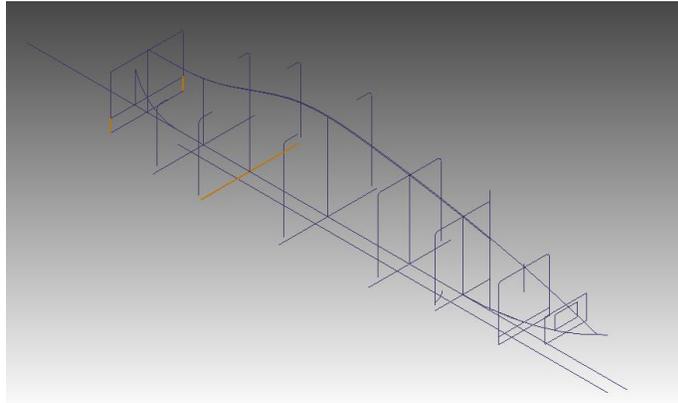
Figura 33. Modelo CAD del Chasis del Vehículo



Fuente: SENA: SAENZ, Carlos (Eds). Modelo CAD del Vehículo Monoplaza de Competición Eléctrico de la Escudería DCM. Bogotá: SENA, 2014.

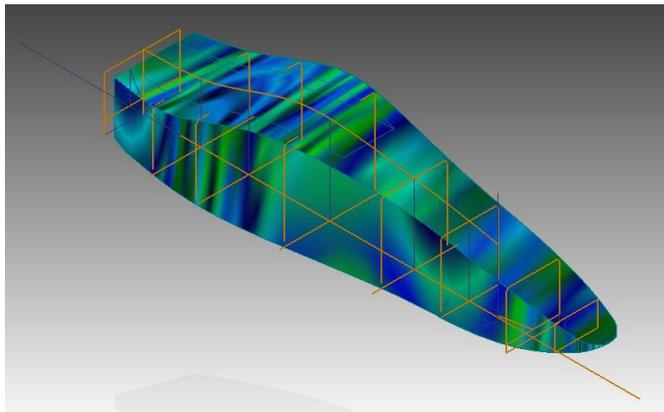
La carrocería del vehículo fue Diseñada y modelada en Solid Edge ST8, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores. Fue realizada seccionadamente con cuadernas, las cuales permitieron darle la forma a la carrocería, como se aprecia en la figura 34 y finalmente se realizó un barrido uniendo las diferentes secciones, haciendo que se generase una pieza de un solo conjunto, como se presenta en la figura 35.

Figura 34. Diseño CAD de las Cuadernas de la Carrocería



Fuente: Autores

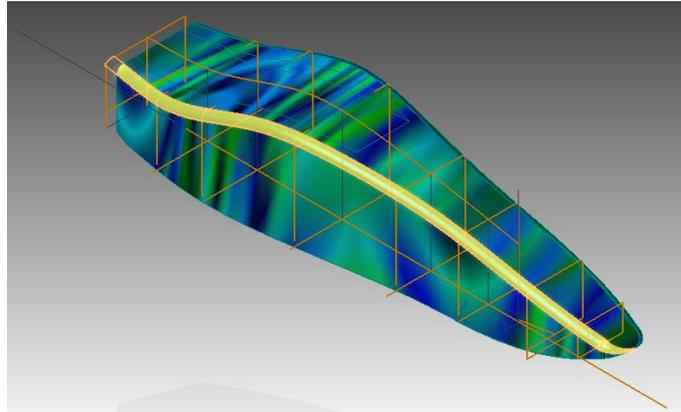
Figura 35. Protusión CAD de la Carrocería



Fuente: Autores

Un vez realizado el barrido y obtenida la pieza se procedió hacer los arreglos de los detalles de la geometría como lo fueron los bordes de la carrocería diseñada así como se presenta en la figura 36, donde se evidencia el bordeado en las regiones correspondientes a las esquinas de la pieza modelada.

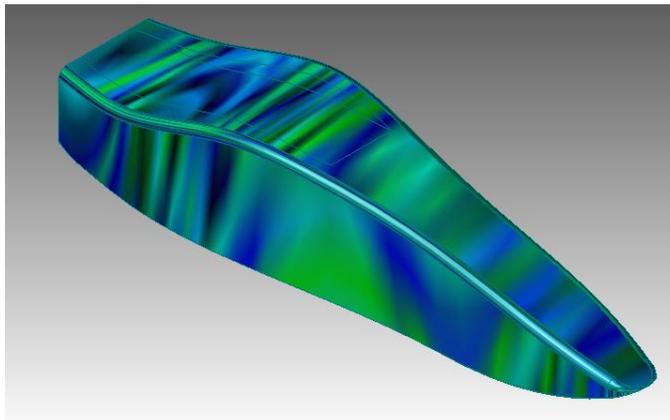
Figura 36. Bordeado de las Esquinas del CAD de la Carrocería



Fuente: Autores

Posteriormente al arreglo de detalles correspondientes a la pieza se verificó el modelo desarrollado, para obtener la certeza de que la pieza se encontraba en óptimas condiciones como se muestra en la figura 37, para poder ser incorporada al CAD del vehículo de la escudería DCM.

Figura 37. Modelo CAD de la Carrocería



Fuente: Autores

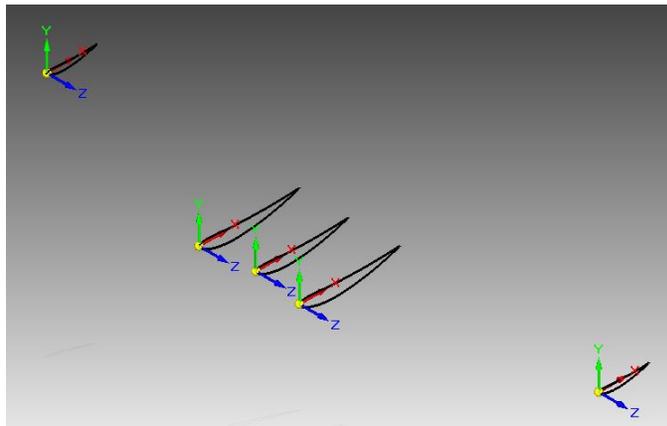
5.1.2. Modelamiento CAD del Alerón Delantero

Una vez realizado el modelo CAD de la carrocería, se procedió a trabajar en el modelamiento de las superficies aerodinámicas. Debido a que es un vehículo de competición que alcanza altas velocidades y está diseñado para correr en pistas

de automovilismo profesional, debe procurar generar carga aerodinámica para poder garantizar de esta manera una buena adherencia al suelo en la gama de velocidades a la que pueda estar sometido.

En esta fase se modelaron las superficies aerodinámicas correspondientes a un perfil NACA 6412, el cual fue proporcionado por la escudería DCM, para poder ser acoplado al vehículo; fue modelado en Solid Edge ST8, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores, a través del dimensionamiento y ubicación específica de los perfiles aerodinámicos correspondientes, como se muestra en la figura 38.

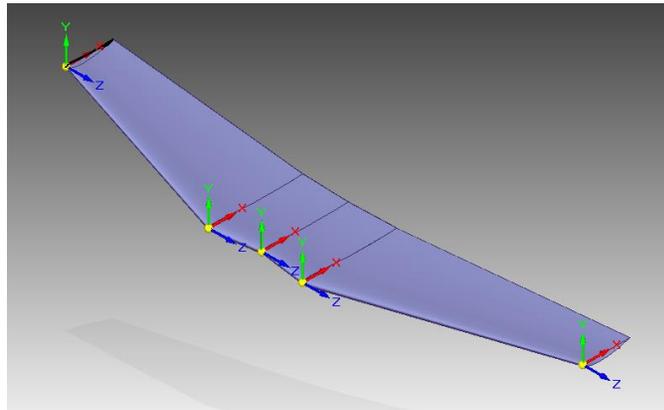
Figura 38. Modelo CAD del Alerón Delantero del Vehículo de la Escudería DCM



Fuente: Autores

Una vez modelados los perfiles aerodinámicos con su correspondiente ubicación se procedió a interconectar las superficies de los perfiles con la opción de “bluesurf”, así como se puede apreciar en la figura 39.

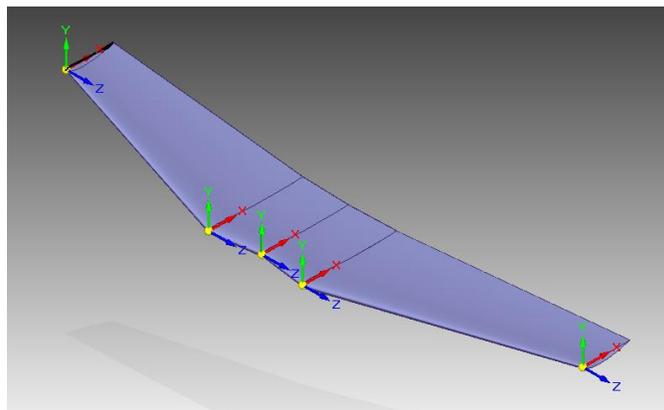
Figura 39. Bluesurf del CAD del Alerón Delantero



Fuente: Autores

Finalmente se procedió a realizar las respectivas proyecciones para generar el modelado final del alerón delantero, obteniendo como resultado el modelamiento final de la pieza, así como se presenta en la figura 40.

Figura 40. Modelo Final del Alerón Delantero



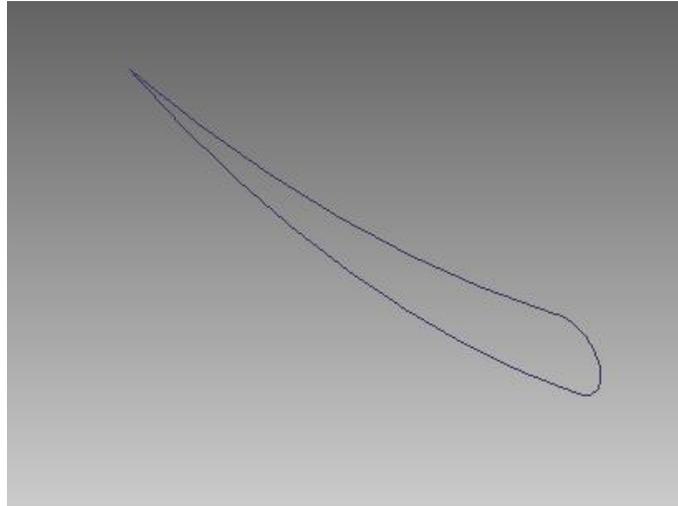
Fuente: Autores

5.1.3. Modelamiento CAD de los Alerones Laterales

Posteriormente al modelamiento CAD del alerón delantero, se dio inicio al modelamiento CAD de los alerones laterales, los cuales corresponden a un perfil NACA 6412, proporcionado por la escudería DCM, para de igual forma ser acoplados al modelo CAD del vehículo. El modelamiento de los alerones laterales se llevó a cabo en Solid Edge ST8, licencia académica de la Fundación

Universitaria Los Libertadores, teniendo como primer paso el dimensionamiento del perfil aerodinámico y sus respectivas dimensiones como se aprecia en la figura 41.

Figura 41. Perfil NACA 6412 en Solid Edge ST8

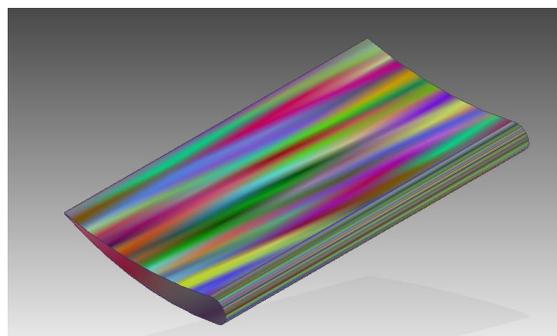


Fuente: Autores

Una vez realizado el modelamiento del perfil correspondiente al alerón lateral, se procedió a realizar el dimensionamiento del mismo a través de una protrusión, así como se puede observar en la Figura 42.

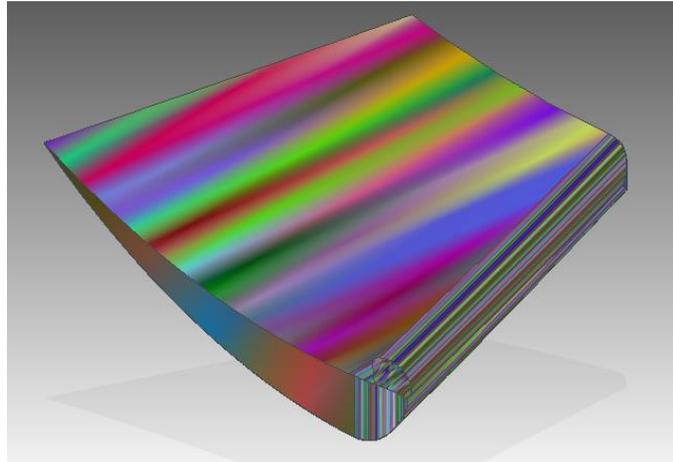
Finalmente se procedió a realizar la afinidad de detalles del alerón lateral, para lograr así su óptimo dimensionamiento y ajuste real del modelo, para obtener la pieza final como se puede ver en la figura 43.

Figura 42. Dimensionamiento del Alerón Lateral



Fuente: Autores

Figura 43. Modelado Final del Alerón Lateral del Vehículo de la Escudería DCM

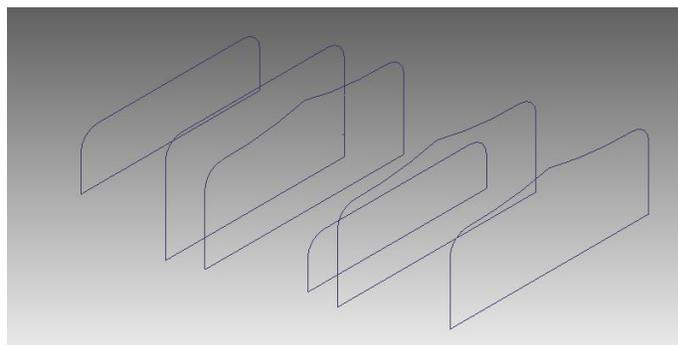


Fuente: Autores

5.1.4. Modelamiento CAD de las Tomas de Aire

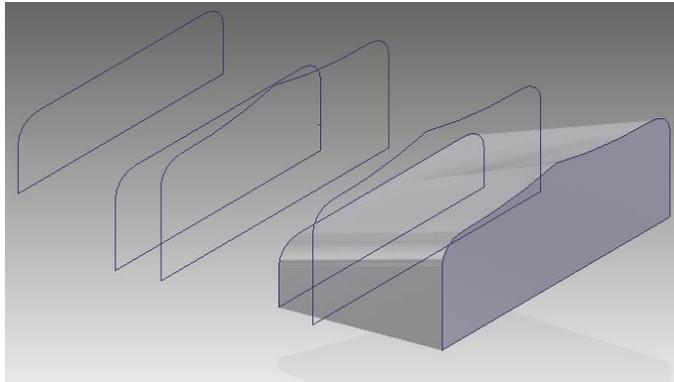
Una vez realizado el modelamiento CAD de las superficies aerodinámicas, se comenzó al modelamiento CAD de las tomas de aire, las cuales fueron modeladas en Solid Edge ST8, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores, la cual fue modelada seccionadamente con cuadernas, permitiendo darle la forma a las tomas de aire, así como se aprecia en la figura 44 y finalmente se realizó una protrusión uniendo las diferentes secciones haciendo que se generase una pieza de un solo conjunto, como se presenta en las figuras 45 y 46.

Figura 44. Diseño CAD de las Cuadernas de las Tomas de Aire



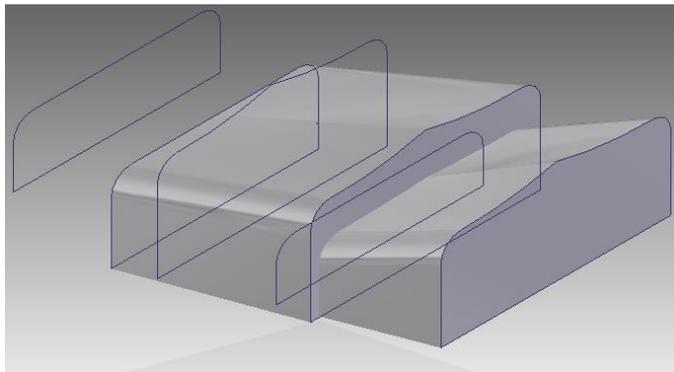
Fuente: Autores

Figura 45. Unión Seccional por Protusión entre las Cuadernas de la Primera Sección



Fuente: Autores

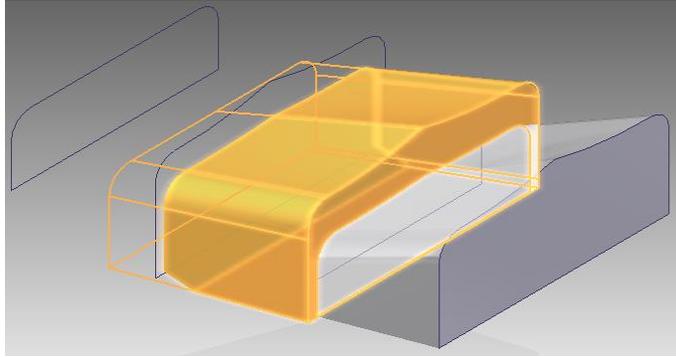
Figura 46. Unión Seccional por Protusión entre las Cuadernas de la Segunda Sección



Fuente: Autores

Posteriormente a la unión seccional y obtener las tomas de aire, se procedió a realizar el debido afinamiento de los detalles de la pieza, así como se presenta en la figura 47, para garantizar de esta manera una exactitud total del diseño.

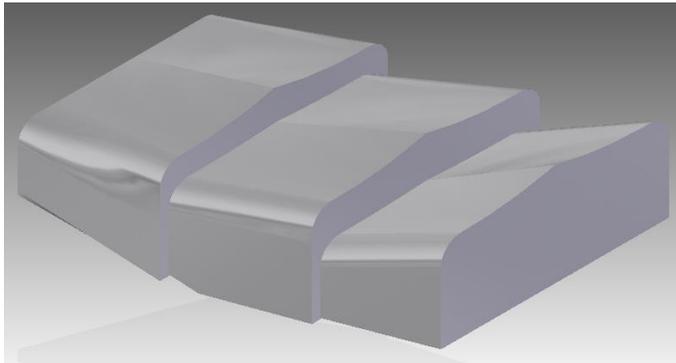
Figura 47. Afinamiento de Detalles



Fuente: Autores

Habiendo acabado el afinamiento de los detalles correspondientes al seccionamientos, se obtuvo como resultado final la pieza correspondiente a la toma de aire, como se presenta en la figura 48, para posteriormente ser ensamblada en el CAD final del vehículo de la escudería DCM.

Figura 48. Modelo CAD de la Toma de Aire



Fuente: Autores

5.1.5. Modelamiento CAD del Casco del Piloto

Debido a que el piloto juega un papel muy importante en la aerodinámica del vehículo, se decidió modelar el casco del piloto que corresponde a la referencia de RRS, Modelo Protec Circuit Integral⁹⁹ de una manera muy simple, pero teniendo

⁹⁹ CASCOS COMPETICIÓN. Cascos Homologados F.I.A. RRS. {En línea}. {26 de Septiembre de 2016} disponible en: (<http://www.cascoscompeticion.com/cascos-rrs-homologados-fia.html>)

como referencia los dimensionamientos de los estándares de tallaje de los cascos homologados por la Federación Internacional de Automovilismo. Para modelar el casco de una manera muy simple se decidió hacer una esfera así como se muestra en la figura 49.

Figura 49. Modelo CAD del Casco del Piloto

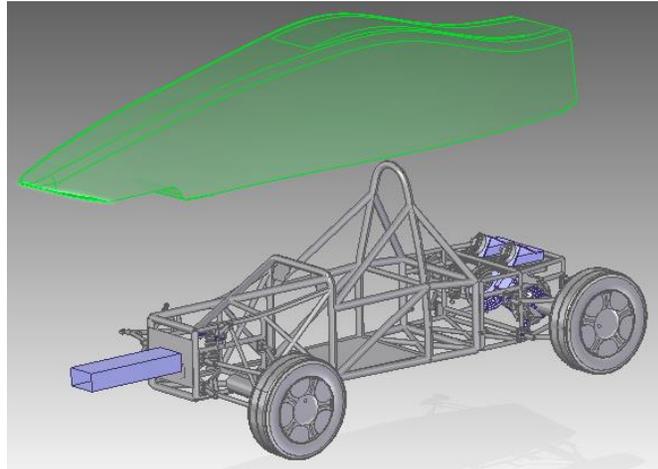


Fuente: Autores

5.1.6. Ensamble de los Modelos CAD

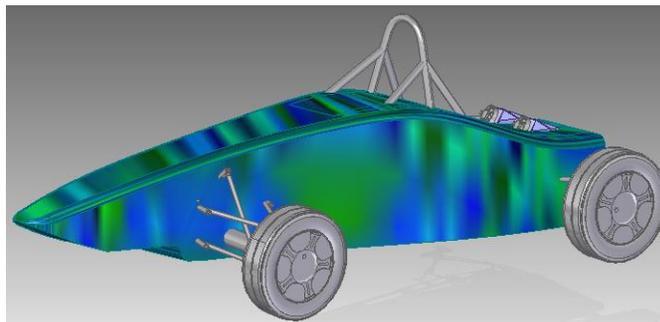
Posteriormente al modelamiento de cada CAD, se decidió proceder con el ensamble de cada uno de los componentes, las cuales fueron ensambladas en Solid Edge ST8, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores, para obtener finalmente todo el modelo CAD correspondiente al vehículo de la escudería DCM. Se dio inicio en primer lugar teniendo el chasis como guía y se importó la carrocería para su respectivo ensamble, así como se muestra en la figura 50 y figura 51.

Figura 50. CAD de la Carrocería Importada sobre el Chasis



Fuente: Autores

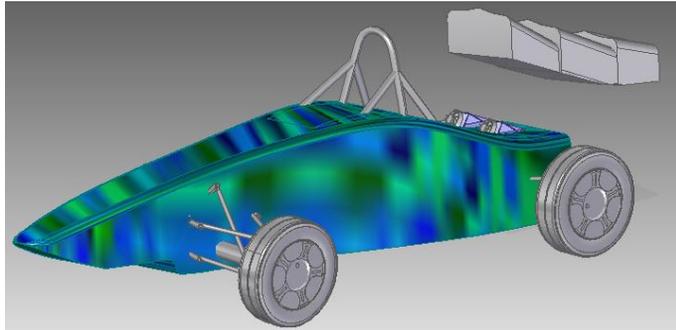
Figura 51. Carrocería Ensamblada sobre el Chasis del Vehículo



Fuente: Autores

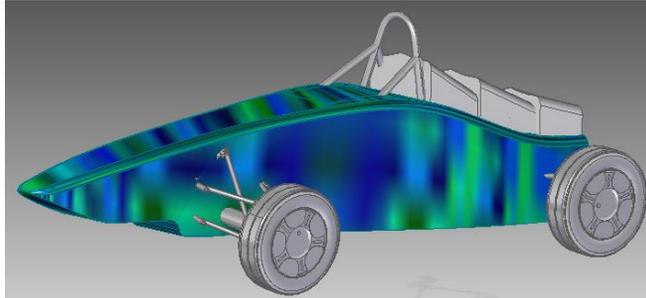
Una vez ensamblada la carrocería del vehículo, se importaron las toma de aire al CAD del ensamble, así como se aprecia en la figura 52 y llevando a cabo el ensamble del mismo sobre el chasis, como se presenta en la figura 53.

Figura 52. CAD de la Toma de Aire Importada sobre el Vehículo en Ensamble



Fuente: Autores

Figura 53. Toma de Aire Ensamblada Sobre la Carrocería

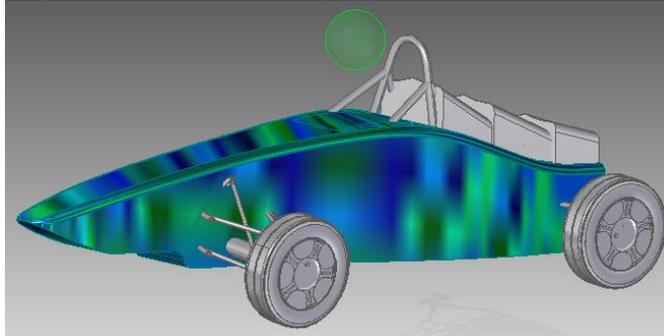


Fuente: Autores

Finalizado el ensamble de la toma de aire, se continuó con la importación del casco del piloto al CAD en el proceso de ensamble, como se observa en la figura 54, para luego ser ensamblado sobre la carrocería del vehículo de la escudería DCM, como lo muestra la figura 55.

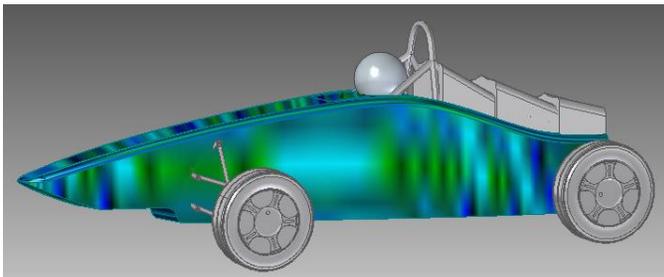
Posterior al ensamble del casco sobre la carrocería se procedió con el ensamble de los alerones laterales, los cuales fueron importados sobre el CAD en ensamble como se muestra en la figura 56 y luego proceder con el ensamble correspondiente a la carrocería, como se puede apreciar en la figura 57.

Figura 54. Casco Importado sobre el Vehículo en Ensamble



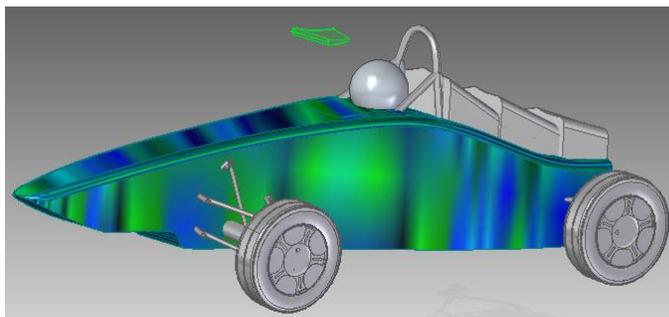
Fuente: Autores

Figura 55. Casco Ensamblado sobre la Carrocería del Vehículo



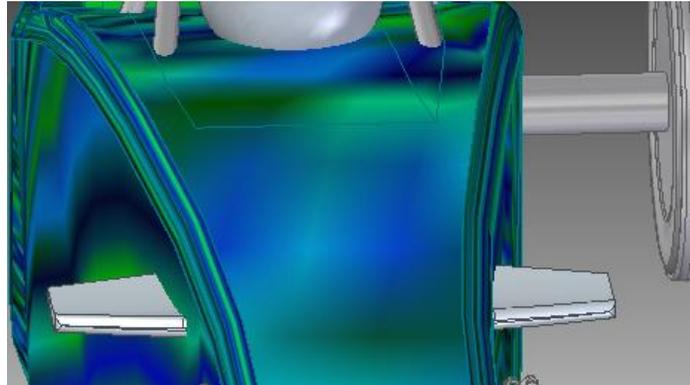
Fuente: Autores

Figura 56. Alerones Laterales Importados sobre el Vehículo en Ensamble



Fuente: Autores

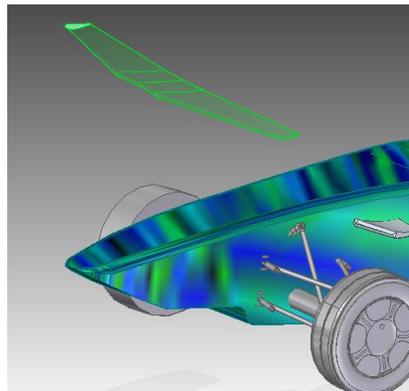
Figura 57. Alerones Laterales Ensamblados sobre la Carrocería del Vehículo



Fuente: Autores

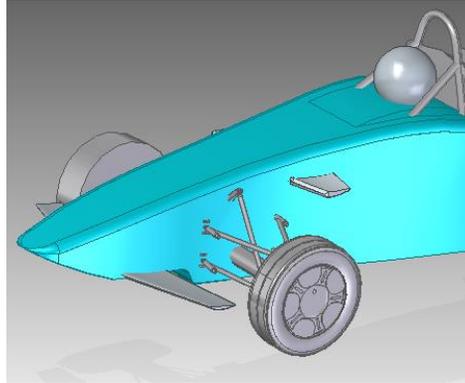
Para finalizar el proceso de ensamble del CAD, se procedió con la importación del alerón delantero como se puede apreciar en la figura 58 y posteriormente se llevó a cabo el ensamble del mismo sobre la carrocería, así como se presenta en la figura 59.

Figura 58. Alerón Delantero Importado sobre el Vehículo en Ensamble



Fuente: Autores

Figura 59. Alerón Delantero Ensamblado sobre la Carrocería del Vehículo



Fuente: Autores

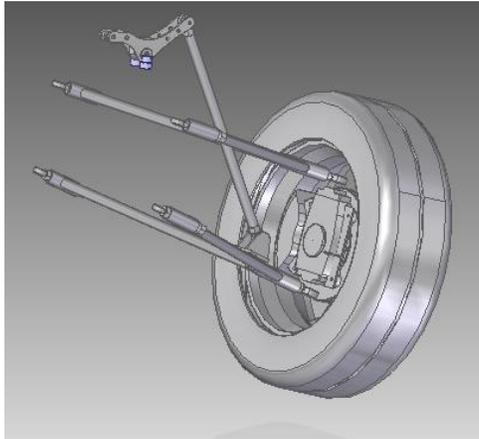
5.2. LIMPIEZA DE LA GEOMETRÍA

Cuando se desea modelar el CAD de un cuerpo, se intenta hacer lo más cercano a la realidad con todas sus dimensiones, incluyendo los grandes y pequeños detalles, lo cual permite tener un modelo muy realista. Pero debido a que la geometría juega un papel muy importante en las simulaciones CFD, se debe simplificar en la mayor medida posible la geometría, además de realizar una limpieza a la misma, para reducir la probabilidad de errores a la hora de hacer la simulación CFD.

5.2.1. Limpieza de las Tijeras del Modelo CAD del Vehículo

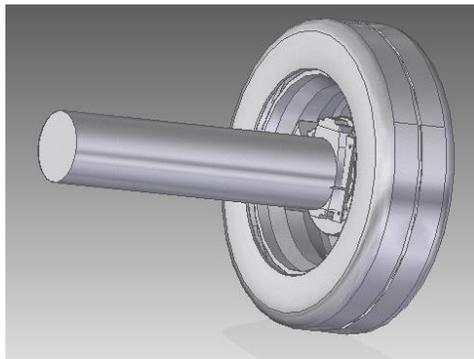
Las tijeras del vehículo fueron proporcionadas por la escudería DCM, junto con el chasis y una serie de componentes, como la suspensión, tornillería, baterías, entre otras, las cuales complementan el conjunto del modelo CAD del vehículo. Sin embargo, con el propósito de simplificar y limpiar la geometría en la sección de sujeción de las ruedas al chasis y a la vez evitar errores en la generación del enmallado, como es el caso del error de decrecimiento de malla, se decide hacer un cilindro, cuya función es reemplazar las tijeras y hacer la función de un eje para las ruedas, y de esta manera realizar una sujeción más limpia y simple en esta sección. En la figura 60 se aprecian las tijeras del vehículo, proporcionadas por la escudería y en la Figura 61 se muestra la simplificación de la geometría.

Figura 60. CAD de las Tijeras del Vehículo



Fuente: Autores

Figura 61. Simplificación de las Tijeras

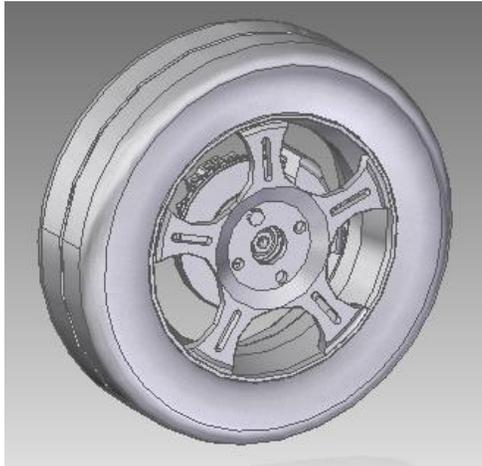


Fuente: Autores

5.2.2. Limpieza de las Llantas del Modelo CAD del Vehículo

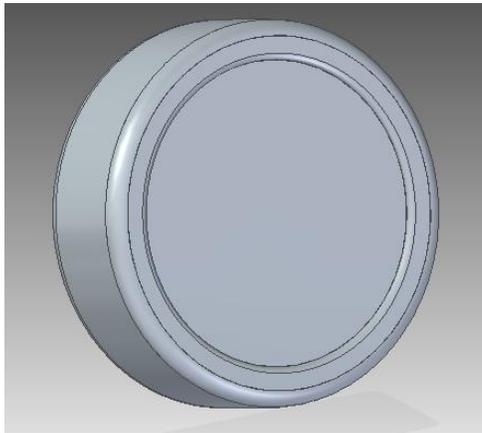
Debido a que las llantas están modeladas con unas canaletas, aumenta la complejidad del enmallado y a su vez generará elementos de mala calidad, haciendo que se presenten errores e imprecisiones a la hora de realizar la respectiva simulación, por ello se debe realizar una simplificación a la llanta, haciendo que sea totalmente lisa y a su vez se decide discriminar el rin del vehículo, junto con todos los componentes en detalle, como lo son la tornillería, láminas, dispositivo de frenado, etc. En la figura 62 se muestra el CAD de la rueda original y posteriormente en la figura 63 se aprecia la simplificación de la misma.

Figura 62. CAD de las Ruedas del Vehículo



Fuente: SENA: SAENZ, Carlos (Eds). Modelo CAD del Vehículo Monoplaza de Competición Eléctrico de la Escudería DCM. Bogotá: SENA, 2014.

Figura 63. Simplificación de las Ruedas



Fuente: Autores

5.2.3. Limpieza de los Tubos Antivuelco del Modelo CAD del Vehículo

La limpieza correspondiente a los tubos antivuelco, consistió en rellenarlos, ya que se encontraban huecos por dentro, de tal manera que, si no se rellenan estos, generarán problemas en el enmallado, ya que estos serían enmallados por dentro provocando una serie de errores como lo podría ser que se considerara un comportamiento del fluido dentro de ellos, cuando deben ser considerados como un muro. La figura 64 hace referencia al CAD de la tubería antivuelco, y en la figura 65 se presenta el relleno realizado a los mismos.

Figura 64. CAD del Tubo Antivuelco del Vehículo



Fuente: SENA: SAENZ, Carlos (Eds). Modelo CAD del Vehículo Monoplaza de Competición Eléctrico de la Escudería DCM. Bogotá: SENA, 2014.

Figura 65. Relleno del Tubo Antivuelco del Vehículo

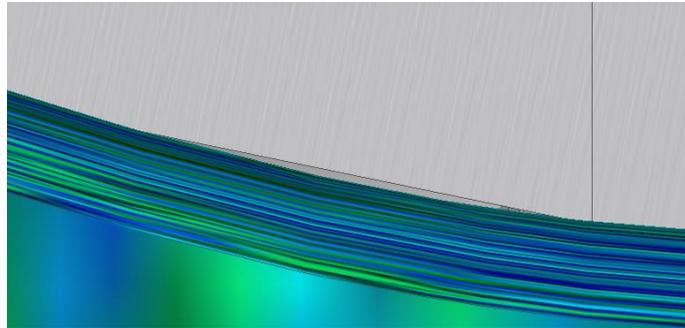


Fuente: Autores

5.2.4. Limpieza de la Toma de Aire del Modelo CAD del Vehículo

La toma de aire se modeló seccionalmente para finalmente quedar como una sola pieza, pero este componente generó una serie de errores a la hora de realizar el enmallado, debido a un espacio que atravesaba lo ancho de este haciendo que la malla no pudiese generar correctamente sus elementos por el espaciamiento vacío que había entre carrocería y toma de aire así como se aprecia en la figura 66.

Figura 66. Vacío Generado en el Ensamble del CAD de la Carrocería y la Toma de Aire

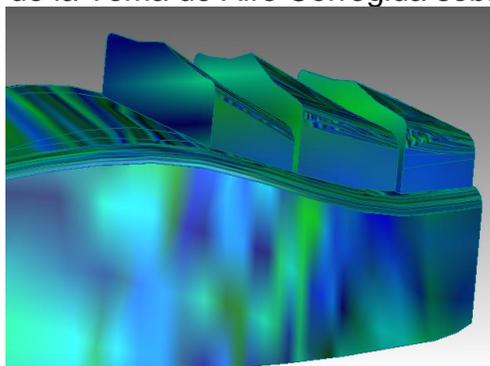


Fuente: Autores

Se optó por tomar una solución, la cual fue arreglar el rebordeado, haciendo que fuese correspondiente a la curvatura de la carrocería, pero no tuvo resultados positivos, debido a que cuando se deseaba hacer la extracción booleana, esta pieza no podía ser extraída. Por ello se decidió remodelar la toma de aire, pero esta vez desde la carrocería, para que de esta manera hiciera parte de la misma, obtuviese con exactitud la curvatura y finalmente pudiese ser extraída a la hora de realizar la extracción booleana. En las figuras 67 y 68, se puede apreciar el modelado de la toma de aire corregido sobre la carrocería.

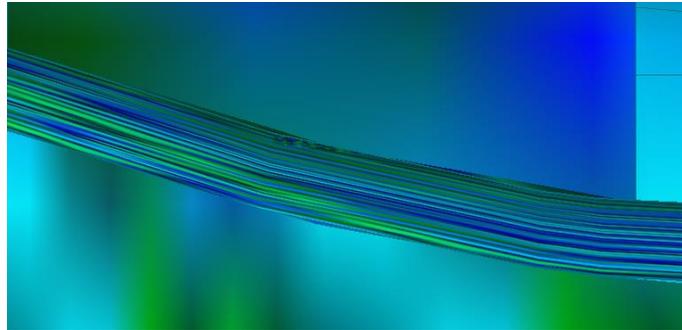
Una vez realizada la limpieza de la geometría, se obtuvo el modelo CAD en las condiciones correctas. Para dar paso a un mallado sin inconvenientes y a su vez una simulación muy positiva para la predicción de resultado, en la figura 69 se presenta el Modelo final del CAD del vehículo, con el cual se realizaron los análisis de CFD.

Figura 67. Modelo CAD de la Toma de Aire Corregida sobre la Carrocería



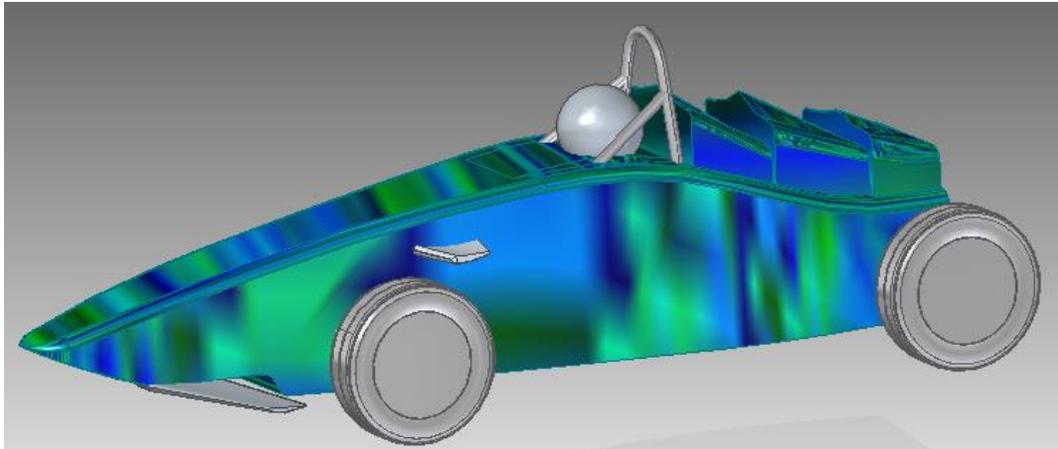
Fuente: Autores

Figura 68. Corrección del Vacío Generado en el Ensamble entre el CAD de la Carrocería y la Toma de Aire



Fuente: Autores

Figura 69. CAD del Vehículo con el cual se Realizó el Análisis CFD



Fuente: Autores

5.3. DOMINIO COMPUTACIONAL

El volumen de control fue diseñado y modelado en Solid Edge ST8, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores. Para la generación del dominio computacional se partió del modelo CAD del vehículo de la escudería DCM, desarrollado por los autores. En la tabla 4 se presenta los dimensionamientos del vehículo en estudio.

Tabla 4. Dimensiones del Vehículo

DIMENSIÓN	MEDIDA
Alto	1270 [mm]
Ancho	1850 [mm]
Largo	3800 [mm]
Área Frontal	0,5612314 [m ²]
Distancia entre Ejes	2,25 [m]

Fuente: Autores

Tomando como base las medidas anteriores y la referencia de Castro *et al*¹⁰⁰ en su investigación titulada “*COMPUTATIONAL PREDICTION OF A VEHICLE AERODYNAMICS USING DETACHED EDDY SIMULATION*”, se genera el volumen de control que será el dominio computacional, el cual fue generado para la mitad del vehículo, dado que se trabajó con un plano de simetría por ahorro computacional. Las dimensiones del dominio computacional se presentan en la Tabla 5.

Tabla 5. Tamaño Total del Dominio Computacional

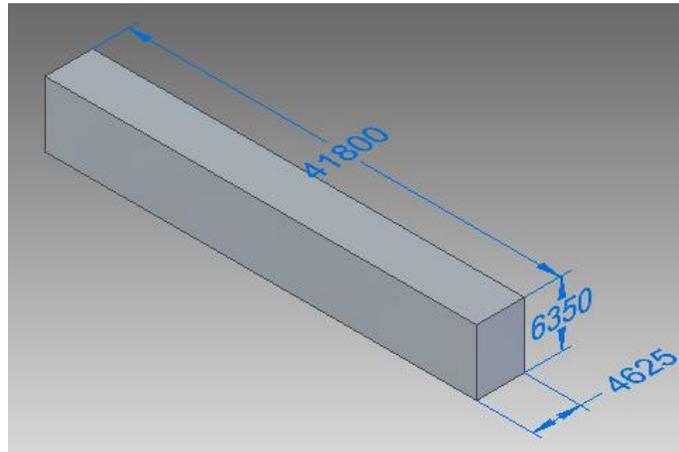
DISTANCIA	DIMENSIÓN
Flujo Incidente	4x Largo del Vehículo
Flujo Saliente	7x Largo del Vehículo
Ancho V.C.	2,5x Ancho del Vehículo
Alto V.C.	5x Alto del Vehículo

Fuente: Autores

Determinados los dimensionamientos correspondientes al dominio computacional, se procedió a modelar el volumen de control, como se presenta en la figura 70, para posteriormente, terminado el dominio computacional, proceder con el proceso de sustracción del vehículo.

¹⁰⁰ CASTRO *et al.* Computational Prediction of a Vehicle Aerodynamics using Detached Eddy Simulation. En: SAE Int. J. Passeng. Cars-Mech. Vol.; 6. No 1 (2013); p. 414-423.

Figura 70. Dominio Computacional



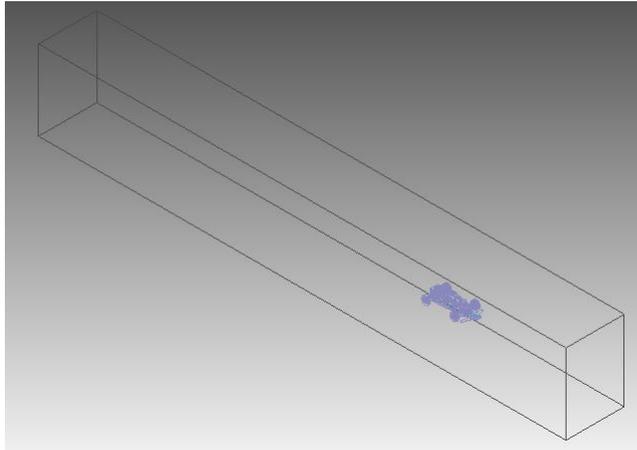
Fuente: Autores

5.4. MÉTODO DE SUSTRACCIÓN BOOLEANA

Conformado el dominio computacional, con sus respectivos dimensionamientos, se procedió a realizar la sustracción del CAD del vehículo, a través del método de sustracción booleana. Este proceso se llevó a cabo en Solid Edge ST8, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores, en donde se inició copiando la pieza correspondiente del CAD del Vehículo de la escudería DCM al dominio computacional, así como se presenta en la figura 71.

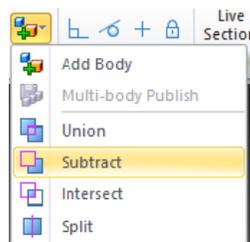
Una vez traído el vehículo al dominio computacional se inició el proceso de sustracción pieza por pieza, hasta lograr completar la sustracción general de medio vehículo, debido a las suposiciones de simetría. El procedimiento para llevar a cabo la sustracción es, en primer lugar seleccionar la opción de sustracción, luego seleccionar el dominio computacional al cual se va alojar la sustracción y finalmente se selecciona la pieza a sustraer, así como se presenta en las figura 72, figura 73 y figura 74.

Figura 71. Dominio Computacional con el Vehículo a Sustraer



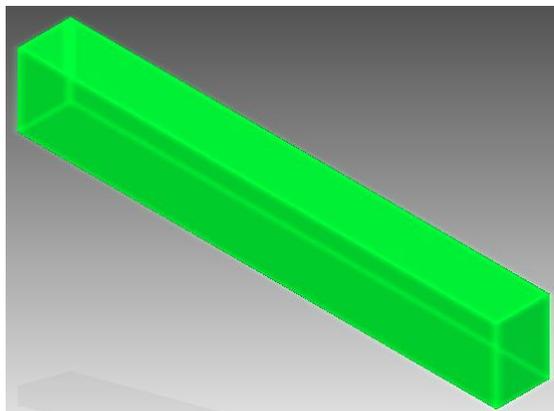
Fuente: Autores

Figura 72. Opción de Sustracción



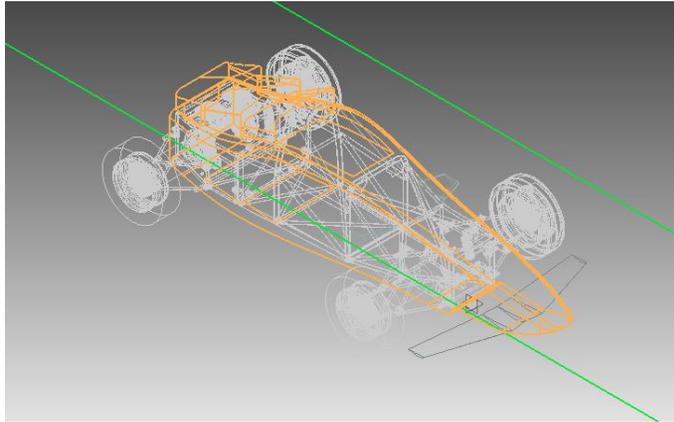
Fuente: Autores

Figura 73. Dominio Computacional al cual se Sustraen las Piezas



Fuente: Autores

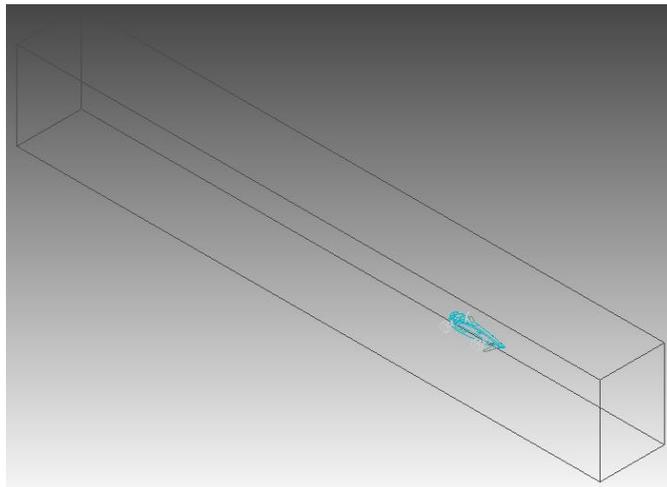
Figura 74. Selección de la Pieza a Sustraer



Fuente: Autores

Una vez realizado el proceso de sustracción para cada una de las piezas al dominio computacional, se da por obtenido el volumen de control en su totalidad, listo para iniciar su proceso de enmallado y posterior simulación en ANSYS. En la figura 75 se presenta el volumen de control final.

Figura 75. Volumen de Control



Fuente: Autores

6. ENMALLADO

El proceso de enmallado se realizó en diferentes etapas, partiendo del entendimiento del uso de los elementos más convenientes para la geometría, el uso de la malla híbrida para este análisis computacional, los criterios de refinamientos para mejorar la predicción, la evaluación de la calidad del enmallado desarrollado, la definición de las condiciones de frontera para ser usadas posteriormente en ANSYS Fluent y finalmente el análisis de convergencia numérica.

6.1. ELEMENTOS

Consolidado el volumen de control con el vehículo al interior del mismo, como fue explicado en los diferentes procesos, se da inicio a la etapa del enmallado. La malla computacional es de vital importancia, ya que ésta divide el dominio computacional en volúmenes más simplificados y a través de ellos resolverán las ecuaciones integro diferenciales, además ello permitirá tener estabilidad y exactitud en los resultados. Para llevar a cabo la generación de la malla computacional, se requiere del uso de algunos métodos de mallado, los cuales constan de los siguientes elementos:

- Tetraedros
- Prismas
- Pirámides

Para este caso se generó una malla híbrida, compuesta de elementos tetraédricos, piramidales y primas.

6.1.1. Tetraedros

Cuando se genera una malla tetraédrica se aprovecha al máximo el uso de malla no estructurada, proporcionando una malla equilibrada sobre la superficie, además de contar con una transición de crecimiento de volumen controlada. El uso de elementos tetraédricos proporciona una buena calidad de malla y tiene consigo una ventaja, la cual es en generar de manera automatizada los elementos¹⁰¹.

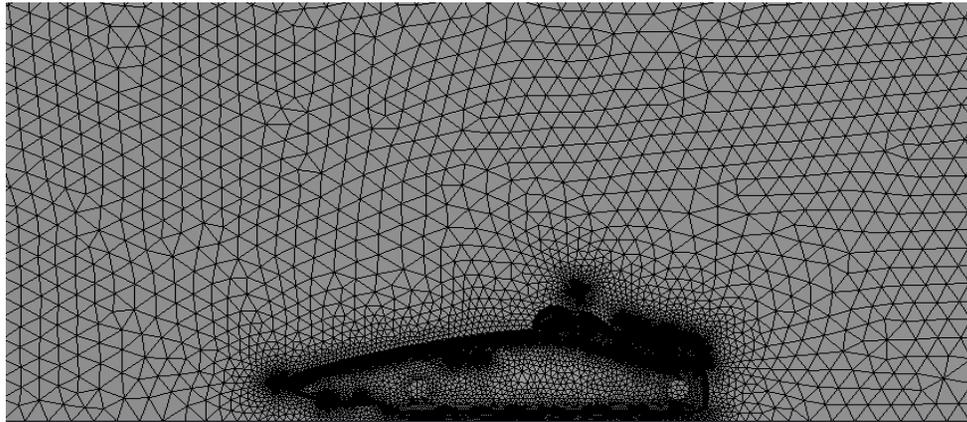
El uso de tetraedros fue fundamental para la malla computacional del vehículo, debido a que es una geometría compleja, y al usar una malla no estructurada

¹⁰¹ ANSYS, Inc.. ANSYS ICEM CFD User's Manual. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.5.

permite adaptarse mejor a la geometría del cuerpo. Además de esto, permitió generar refinamientos con excelente calidad.

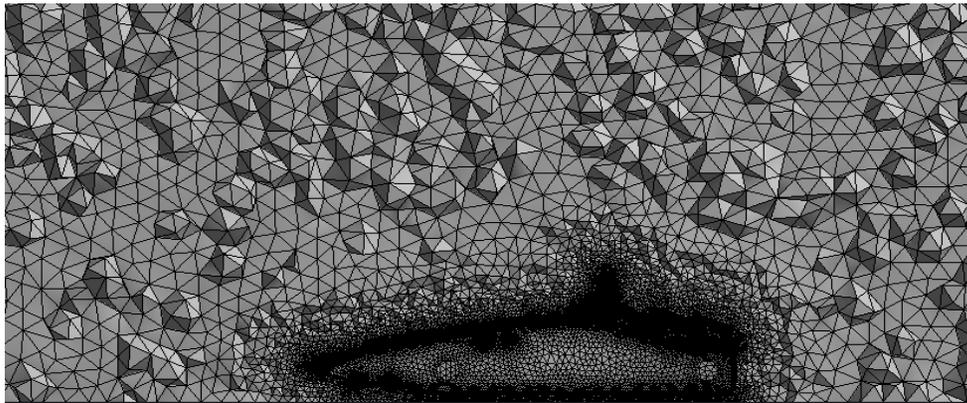
Teniendo en cuenta el dimensionamiento del volumen de control, para la generación de la malla computacional se procedió hacer uso de la opción sizing, definiendo el tamaño de los elementos de la siguiente manera: Max face size de 200 mm, Max size de 200 mm y finalmente Min size de 1 mm. Definidos estos tamaños de los elementos se procedió a generar la malla computacional. En la figura 76 y figura 77 se puede apreciar el uso de los tetraedros y la malla generada con estas características.

Figura 76. Uso de Tetraedros en la Malla Computacional del Vehículo



Fuente: Autores

Figura 77. Malla Computacional del Vehículo en 3D



Fuente: Autores

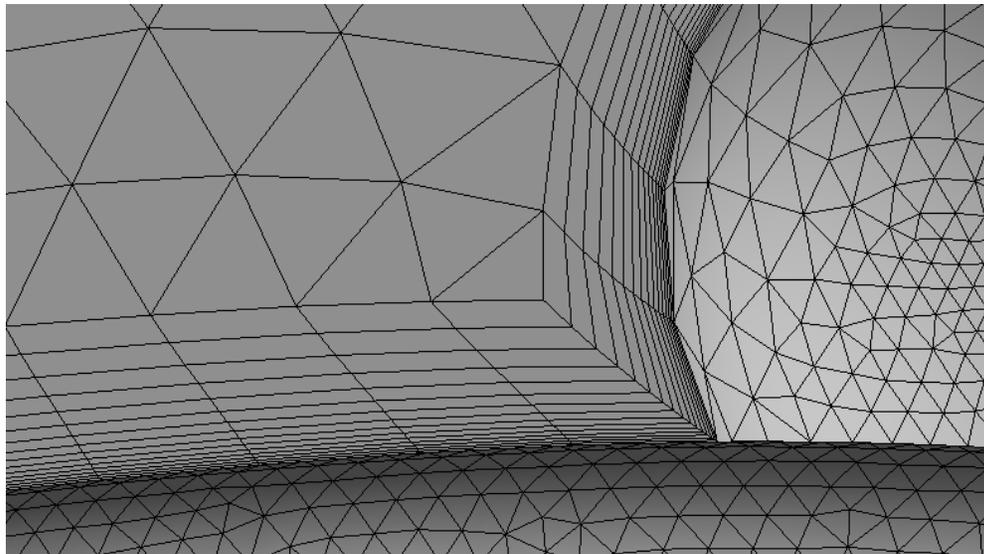
6.1.2. Prismas

El uso de este consiste en capas de elementos de prismas cerca de la frontera, superficie y/o elementos tetraédricos en el interior, con el propósito de mejorar el análisis del campo de flujo cercano a las paredes. El uso de prismas permite obtener una mejor convergencia y mejores resultados¹⁰².

Debido a que se trata de un análisis CFD orientado a la parte aerodinámica del cuerpo en estudio, se opta por hacer uso de los prismas, con el propósito de generar un mejor análisis, tomando en cuenta el desprendimiento de la capa límite, el cual es de vital importancia para estudios de fluidos externos sobre un vehículo, permitiendo a su vez tener una buena predicción del comportamiento tanto cualitativa como cuantitativa.

Teniendo en cuenta todo esto, para la generación de la malla computacional, se procede al uso de la opción "inflation", definiendo los siguientes parámetros: smooth transition como opción de inflación, 15 capas de prismas y una tasa de crecimiento de 120%. En la figura 78 se pueden apreciar las 15 capas de prismas y en la figura 79 los prismas generados sobre la superficie del vehículo en la malla computacional.

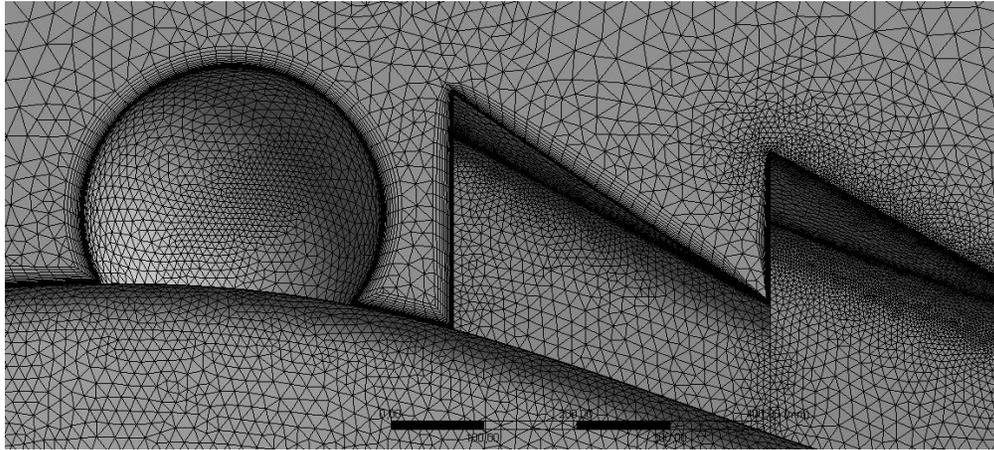
Figura 78. Generación de Prismas en la Malla Computacional



Fuente: Autores

¹⁰² ANSYS, Inc.. ANSYS ICEM CFD User's Manual. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.5.

Figura 79. Generación de Prismas en la Malla Computacional



Fuente: Autores

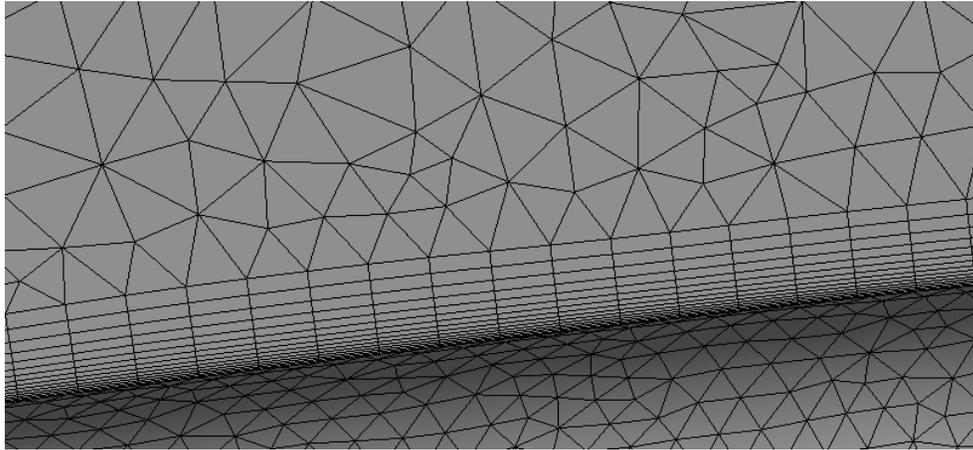
6.1.3. Pirámides

Un elemento piramidal tiene una cara de cuadrilátero en su base y cuatro caras triangulares que se extienden desde los lados de la base. Para la generación de una malla conformada con regiones de celdas tetraédricas adyacentes a una región hexaédrica o de prisma, en donde primero se genera una capa de pirámides como una transición de cuadriláteros. Después de crear una sola capa de elementos piramidales, se utilizan las caras triangulares resultantes para crear tetraedros¹⁰³.

Debido a que la malla computacional del vehículo se encuentra compuesta de tetraedros y prismas, se generan una capa de elemento tetraédricos, los cuales permitirán que se interconecten, haciendo que de esta manera se genere una malla correctamente acoplada entre sus elementos. En la figura 80 se presenta la capa piramidal generada en la malla computacional del vehículo.

¹⁰³ ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent Meshing User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.156.

Figura 80. Capa Piramidal de la Malla Computacional del Vehículo

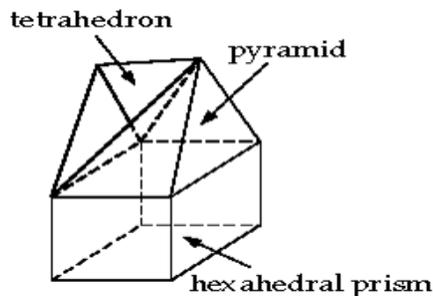


Fuente: Autores

6.1.4. Malla Híbrida

Los tetraédos y prismas pueden unirse a través del uso de una capa de elementos piramidal, la cual se crea automáticamente para hacer la conformación de los tipos de malla. Este tipo de mallas es de vital importancia para mallas no estructuradas, en especial cuando se desea hacer análisis a una geometría compleja. En la figura 81 se presenta la interconexión de tetraedro y prisma a través de un elemento piramidal, conformando una malla híbrida¹⁰⁴.

Figura 81. Conformación de una Malla Híbrida



Fuente: ANSYS, Inc.. *Fluent Meshing User's Guide*. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.156.

¹⁰⁴ ANSYS, Inc.. ANSYS ICEM CFD User's Manual. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.5.

6.1.5. Malla Híbrida del Vehículo en Estudio

Teniendo en cuenta cada uno de los aspectos anteriores se decide realizar una malla híbrida, debido a que se trabajó con una malla no estructurada, conformada por cada uno de los elementos mencionados, ya que este análisis corresponde a una geometría compleja. Adicional a esto se tuvo como referencia el artículo de Lanfrit¹⁰⁵ titulado “Best practice guidelines for handling Automotive External Aerodynamics with FLUENT” donde se habla del uso e importancia que trae consigo fusionar tetraedros y prismas, generando una malla híbrida.

La generación de una malla híbrida mejora la predicción del comportamiento aerodinámico de un vehículo, así como lo demuestran los resultados obtenidos por Blanco *et al*¹⁰⁶ en su artículo titulado “Predicción del comportamiento aerodinámico de un vehículo comercial bajo un ciclo estándar de conducción urbano por medio de dinámica de fluidos computacional” y por Kebler¹⁰⁷ en su artículo científico titulado “Simulation of Air Flow Around an OPEL ASTRA Vehicle with Fluent”, en los cuales hacen uso de una malla híbrida para sus análisis CFD sobre un vehículo urbano.

Por ellos se procedió a realizar la malla híbrida, en la cual se convino tetraedros, prismas y pirámides, para obtener un análisis con buenas predicciones de resultados cualitativos y cuantitativos. Teniendo en cuenta una serie de parámetros, los cuales serán explicados más adelante, se llevó a cabo la generación de la malla híbrida, obteniendo como resultado una serie de mallas con excelente calidad.

¹⁰⁵ LANFRIT, Marco. Best Practice Guidelines for Handling Automotive External Aerodynamics with FLUENT. Versión 1.2. Darmstadt: Fluent Deutschland GmbH, 2005. p.1-14.

¹⁰⁶ BLANCO, David *et al*. Predicción del Comportamiento Aerodinámico de un Vehículo Comercial Bajo un Ciclo Estándar de Conducción Urbano por medio de Dinámica de Fluidos Computacional. En: CIMM 2015. (Abril 2015); p.1-4.

¹⁰⁷ KLEVER, Andreas. Simulation of Airflow Around an OPEL ASTRA Vehicle with FLUENT. En: Journal Articles by Fluent Software Users. Vol.; JA132. (2001); p.1-6.

6.2. PARÁMETROS

Para llevar a cabo una malla híbrida, se necesita hacer uso de una serie de parámetros, los cuales permitirán obtener una malla computacional con buena calidad y a su vez que sea totalmente idónea para el análisis a realizar. Entre estos parámetros se encuentra:

- Size
- Inflation
- Patch Independent
- Patch Conforming

6.2.1. Size

El size se encarga de proporcionar un control sobre la distribución de los elementos en la malla, ya sea sobre una superficie o dentro del volumen de control. Adicional a esto, esta herramienta se encuentra asociada con el cuerpo o las diferentes zonas a enmallar. La distribución de la malla está influenciada por el tamaño máximo y mínimo de los elementos, tasa de crecimiento, y la fuente de tamaño¹⁰⁸. Hay diferentes tipos de size, utilizados para generar diversas mallas computacionales. Para este caso se hizo uso de los size de proximidad y curvatura.

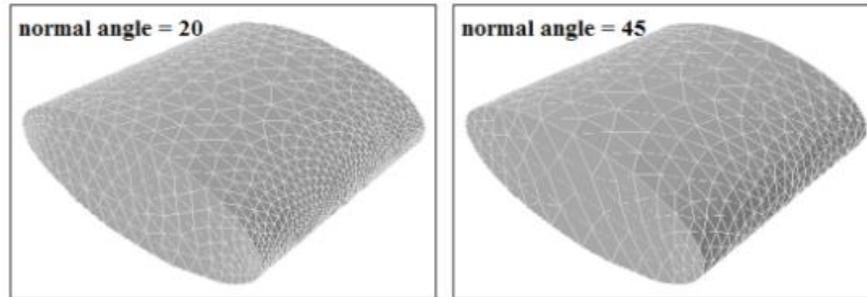
- Curvatura:

La opción de size por curvatura calcula los tamaños de las caras y los ejes usando el tamaño y ángulo normal de los parámetros, los cuales están definidos de forma automática. Adicional a esto cuentan con una tasa de crecimiento¹⁰⁹. En la figura 82 se aprecia el uso del size por curvatura.

¹⁰⁸ ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent Meshing User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.43.

¹⁰⁹ *Ibíd.*, p.43.

Figura 82. Size por Curvatura

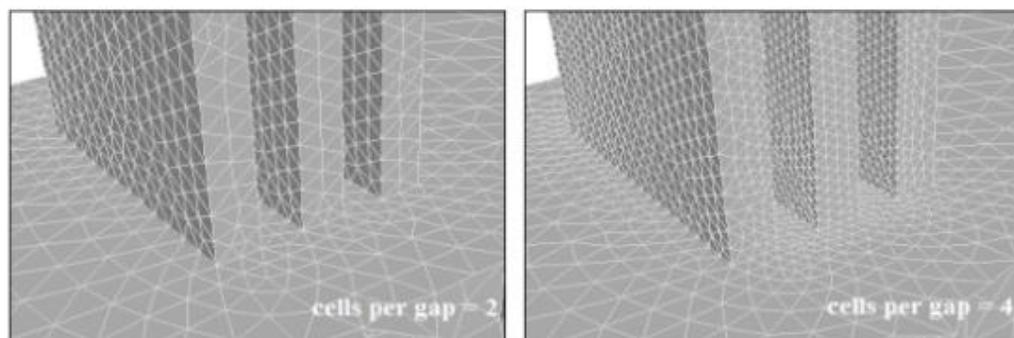


Fuente: ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent Meshing User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.44.

- Proximidad:

Calcula las medidas de cara en espacios, utilizando el mínimo número especificado de capas de elementos. Para especificar el tamaño de proximidad, se puede definir de dos maneras: entre el área de dos bordes de contorno opuestas de una cara o también a través de la región volumétrica interna entre dos caras. El size por proximidad adicional cuenta con unos parámetros de tasa de crecimiento, células por espacio, tamaño máximo y mínimo de los elementos¹¹⁰. En la figura 83 se aprecia el uso de size por proximidad.

Figura 83. Size por Proximidad

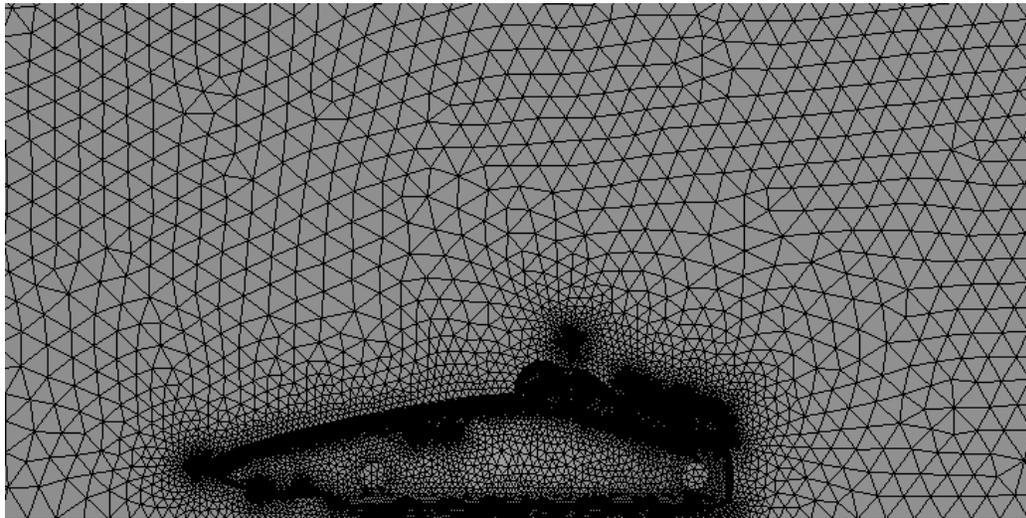


Fuente: ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent Meshing User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.46.

¹¹⁰ ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent Meshing User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.45.

Para la realización de la malla computacional del vehículo, se desarrolló en el software ANSYS, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores. A través de su herramienta meshing, en donde se decidió hacer uso de la función size de proximidad y curvatura con el propósito de fusionar estas dos opciones de size, para obtener una buena calidad de la malla, debido a que los tipos de mallado son supremamente orientadas al uso de tetraedros, teniendo en cuenta que el cuerpo en estudio es una geometría compleja, haciendo que sea totalmente conveniente. En la figura 84 se presenta la malla generada combinando proximidad y curvatura.

Figura 84. Malla Computacional del Vehículo usando Size por Proximidad y Curvatura



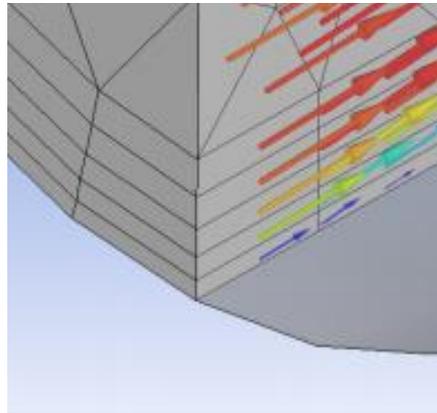
Fuente: Autores

6.2.2. Inflation

Es utilizado para generar celdas delgadas adyacentes a las fronteras, el cual se lleva a cabo mediante la extrusión de caras normales a un límite. El uso de la inflación se requiere para la captura de las capas límite de pared adyacente para resolver capa límite viscosa en CFD. Para la generación de inflación en tres dimensiones, las células son creadas por inflado de la malla de superficie en el volumen y adicional a esto la inflación posee una opción de crecimiento

controlado¹¹¹. En la figura 85 se presenta el uso de la inflación en una malla computacional.

Figura 85. Malla Computacional con Inflación



Fuente: ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent Meshing User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.16.

La aplicación de la inflación es muy significativa, en los usos de análisis aerodinámicos en CFD así como lo menciona Parab *et al*¹¹² en su artículo titulado “Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - Ansys 14.5” donde habla de la separación de la capa límite, la cual tiene un efecto significativo sobre la resistencia, haciendo uso de las capas de inflación sobre la superficie del vehículo para resolver adecuadamente la capa límite.

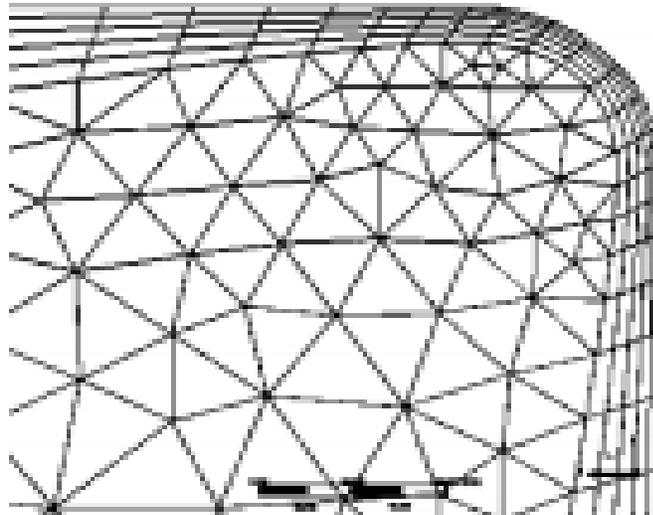
La inflación cuenta con una serie de opciones, pero para este caso se hizo uso de smooth transition, el cual mantiene el crecimiento volumétrico suave entre cada una de las capas adyacentes. El espesor total depende de la variación del tamaño

¹¹¹ ANSYS, Inc.. Global Mesh Controls – Introduction to ANSYS Meshing. 16^o Versión. 2015. p.16.

¹¹² PARAB, Akshay *et al*. Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. No 4 (Nov.2014); p.7-13.

de las mallas de superficie de base¹¹³. En la figura 86 se presenta la inflación por smooth transition.

Figura 86. Malla Computacional con Inflación a través de Smooth Transition

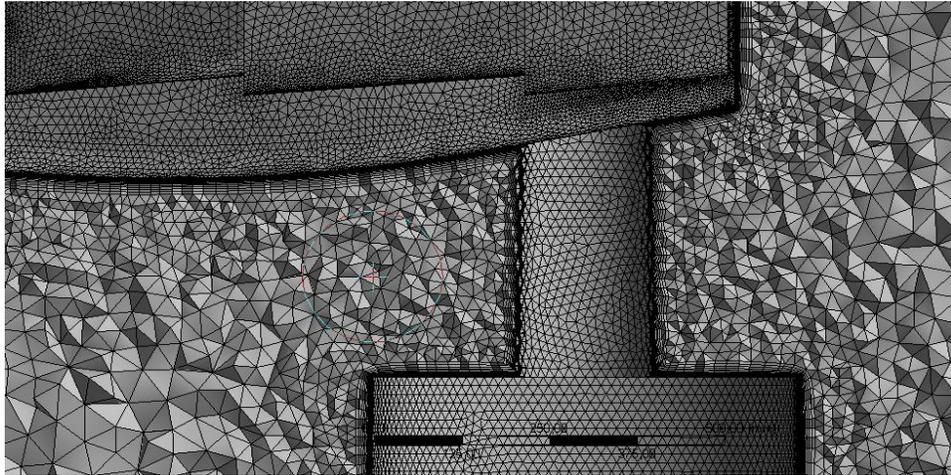


Fuente: ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent Meshing User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.18.

La inflación de la malla computacional del vehículo, se desarrolló en el software ANSYS, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores. A través de su herramienta meshing, en donde se decidió hacer uso de la inflación con su opción de smooth transition con el propósito de generar la capa de prismas sobre la superficie del vehículo en general, incluyendo superficies aerodinámicas, tomas de aire, ruedas, etc, para obtener el comportamiento del fenómeno de capa límite, y de esta manera tener la predicción de los resultados cuantitativos y cualitativos con mayor exactitud. En la figura 87 y figura 88, se presenta la capa de prismas sobre la superficie del vehículo, generados a través de la opción smooth transition.

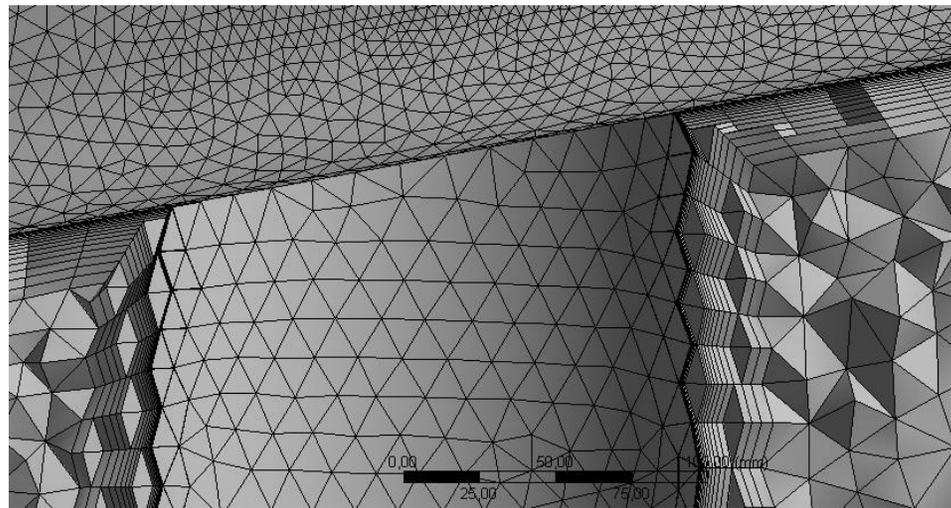
¹¹³ ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Turbulence. 17^o Versión. 2016. p.18.

Figura 87. Generación de la Malla Computacional con la Inflación



Fuente: Autores

Figura 88. Malla Computacional con Mejor Resolución de la Inflación



Fuente: Autores

6.2.3. Patch Independent

Los errores más comunes son presentados por malas geometrías, lo cual permite tener una mala calidad de la malla computacional. Este método utiliza la geometría

única de asociar las caras de contorno de la malla de regiones de interés¹¹⁴, además de ser muy robusto permitiendo producir una malla de tamaño más uniforme¹¹⁵, utiliza una simplificación de tetraedros y permite la inclusión de partes de tetraedros.

Debido a que se está trabajando con una geometría compleja, la cual fue desarrollada en un software diferente, como se mencionó anteriormente, aumenta la probabilidad de que esta no sea una geometría totalmente limpia, por ellos se decidió hacer uso de la opción `patch independent` con el propósito de reducir los posibles errores que se pudieran presentar durante la generación de la malla computacional y a su vez permitiera tener una buena calidad de la misma.

6.2.4. Patch Conforming

Este método utiliza un enfoque ascendente (crea una malla de superficie y luego la malla de volumen). Múltiples algoritmos triangulares de malla de superficie se emplean tras bambalinas para garantizar que una malla de alta calidad de superficie sea generada la primera vez. A partir de la malla de superficie, las capas de “inflation” se pueden aumentar usando varias técnicas. El volumen restante es enmallado con una aproximación progresiva frontal de Delaunay que combina la velocidad de acercamiento de Delaunay con una malla de transición suave de una aproximación progresiva frontal. A lo largo de este proceso de enmallado hay funciones avanzadas de tamaño que mantienen el control sobre el refinamiento, la suavidad y la calidad de la malla¹¹⁶. Se caracteriza por que las caras y sus fronteras (bordes y vértices) son respetados.

6.3 REFINAMIENTO

Una vez establecidos los elementos y parámetros, se procedió a realizar tres refinamientos correspondientes a un segundo volumen de control interno, vehículo y alerones, con el objetivo de garantizar una mayor estabilidad y exactitud de los

¹¹⁴ ANSYS, Inc.. Meshing Methods. {En línea}. {1 de Octubre de 2016} disponible en: (<http://resource.ansys.com/Products/Workflow+Technology/ANSYS+Workbench+Platform/ANSYS+Meshing/Features/Meshing+Methods:+Tetrahedral>).

¹¹⁵ ANSYS, Inc.. Introduction to the ANSYS Meshing Application. 12^o Versión. 2009. p.25.

¹¹⁶ ANSYS, Inc.. Meshing Methods., op.cit.

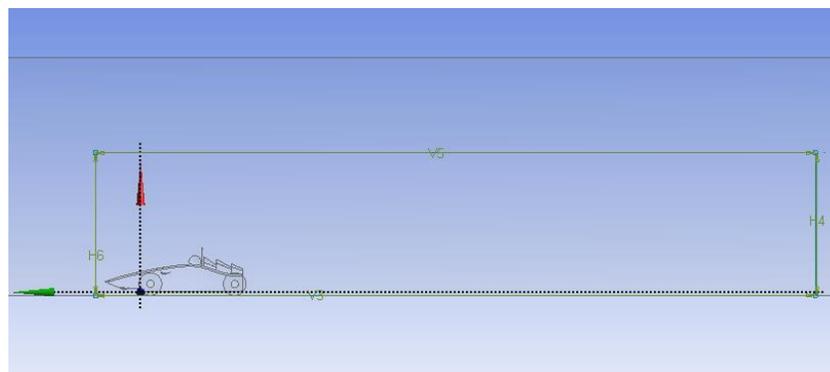
resultados. Cada uno de los refinamientos realizados son totalmente independientes, al igual que la respectiva calidad y tamaño de elementos.

6.3.1 Modelación del Segundo Volumen de Control

A pesar de que el enmallado se encuentra en buenas condiciones de refinamiento, se debe realizar un segundo volumen de control por caja, como estrategia de enmallado, con el objetivo de aumentar la calidad del mallado y adicionalmente captar la disipación de la turbulencia a lo largo del dominio computacional, así como lo menciona Parab *et al*¹¹⁷ en su artículo titulado "Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - Ansys 14.5" donde habla del uso de dos cuerpos de refinamiento para capturar la estela de flujo.

La generación del segundo volumen de control, se desarrolló en el software ANSYS, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores. A través de la herramienta Design Modeler. Para modelar el segundo volumen de control en ANSYS, el primer paso fue ubicar el plano sobre el cual se trabajaría, para posteriormente realizar el dimensionamiento del segundo volumen, así como se presenta en la figura 89. Una vez realizado y definido el dimensionamiento del segundo volumen se procede a generar la extrusión del mismo, así como se presenta en la figura 90.

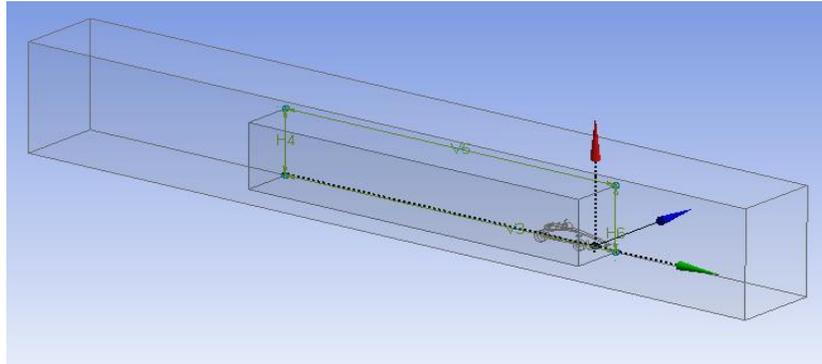
Figura 89. Dimensión del Segundo volumen de control



Fuente: Autores

¹¹⁷ PARAB, Akshay *et al*. Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. No 4 (Nov.2014); p.7-13.

Figura 90. Dimensión del Segundo volumen de control

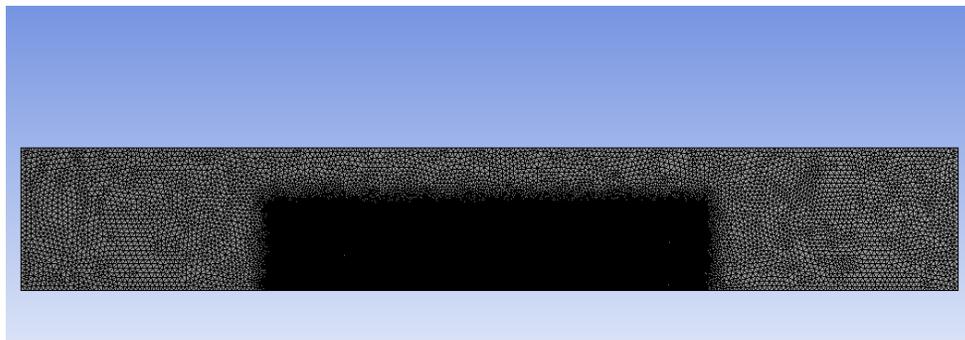


Fuente: Autores

6.3.2 Refinamiento del Segundo Volumen de Control

Generado el volumen de control, se procede a realizar el respectivo refinamiento de esta sección, a través de meshing con su opción de sizing, siendo este segundo volumen un cuerpo de influencia, con un tamaño máximo de 50 mm y un tamaño mínimo de 1 mm para los elementos. Posteriormente se procedió a generar el mallado con esta modificación, generando una mayor calidad del mismo. En la figura 91 se presenta el enmallado general obtenido al adicionar este volumen con su refinamiento.

Figura 91. Segundo Volumen de Control

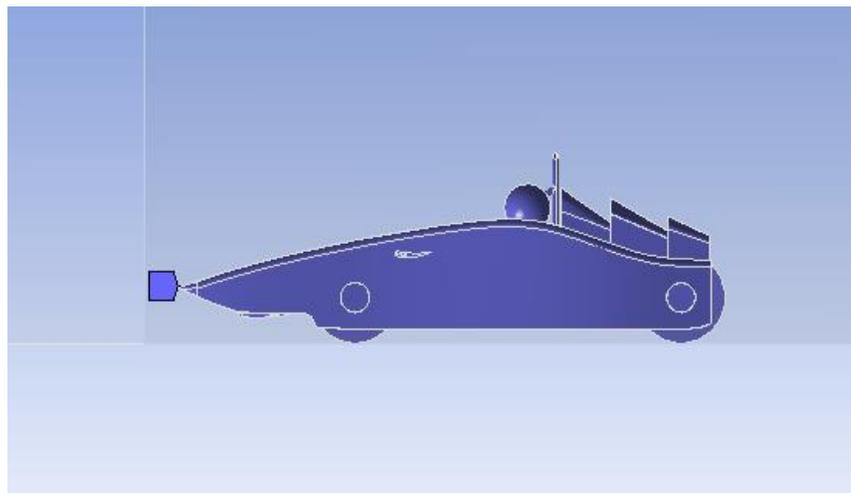


Fuente: Autores

6.3.3 Refinamiento del Vehículo

Para garantizar un mejor análisis sobre el cuerpo en estudio, en este caso el vehículo de la escudería DCM, se determina que se debe generar un refinamiento sobre el mismo, ya que este es de vital importancia para analizar el comportamiento del fluido sobre el vehículo, así como lo menciona Parab *et al*¹¹⁸ en su artículo titulado “Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - Ansys 14.5” donde hace mención del uso de un refinamiento para capturar adecuadamente el flujo en la región más cercana al vehículo. Teniendo en cuenta esto, se procede hacer uso de la opción sizing. Como primer paso se procedió a realizar la geometría a refinar, la cual corresponde al vehículo, así como se presenta en la figura 92. Como segundo paso se procedió hacer la definición del tamaño de los elementos de la siguiente manera: tamaño máximo de 15 mm y un tamaño mínimo de 1 mm. Una vez definidos el tamaño de los elementos para el refinamiento del vehículo, se procede al paso final, el cual corresponde a generar el mallado. En la figura 93 y figura 94 se puede apreciar la generación del mallado sobre el vehículo.

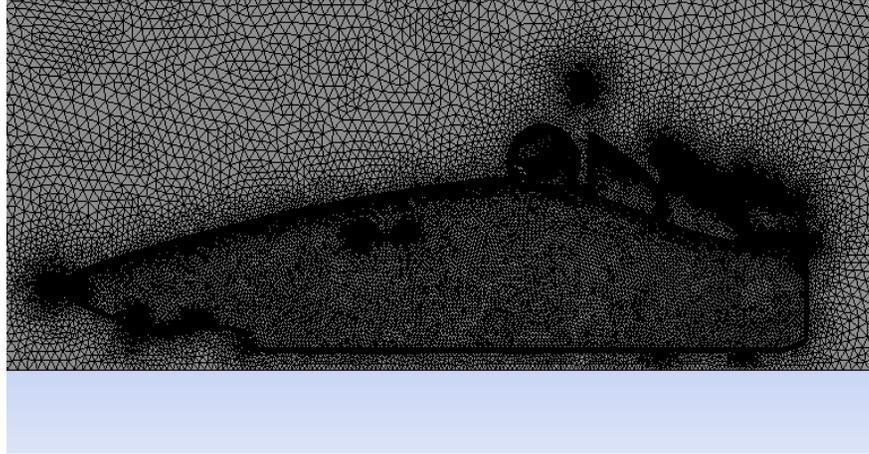
Figura 92. Selección del Cuerpo a Refinar



Fuente: Autores

¹¹⁸ PARAB, Akshay *et al*. Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. No 4 (Nov.2014); p.7-13.

Figura 93. Refinamiento sobre el Vehículo



Fuente: Autores

Figura 94. Malla Computacional de Vehículo en 3D con el Refinamiento



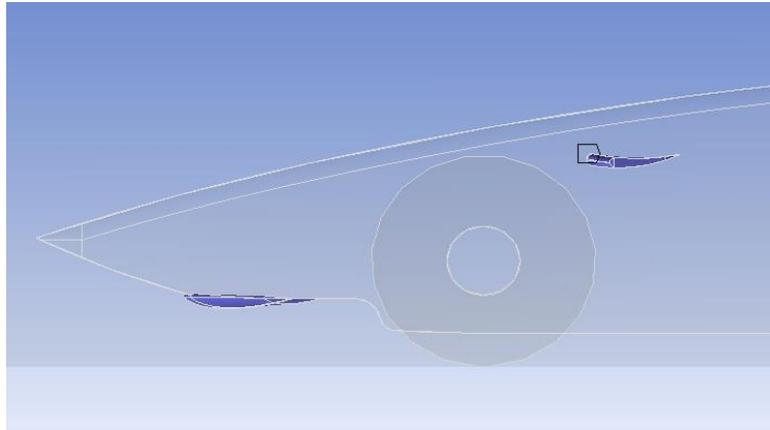
Fuente: Autores

6.3.4 Refinamiento de las Superficies Aerodinámicas

Las superficies aerodinámicas hicieron parte del refinamiento anterior, así como se aprecia en la figura 94, pero debido a que estas dos secciones, son de vital importancia y adicional a esto son de menor tamaño a diferencia de la totalidad del vehículo. Dado lo anterior se decide hacer un refinamiento sobre las superficies aerodinámicas para mejorar el análisis y alabes la predicción del comportamiento

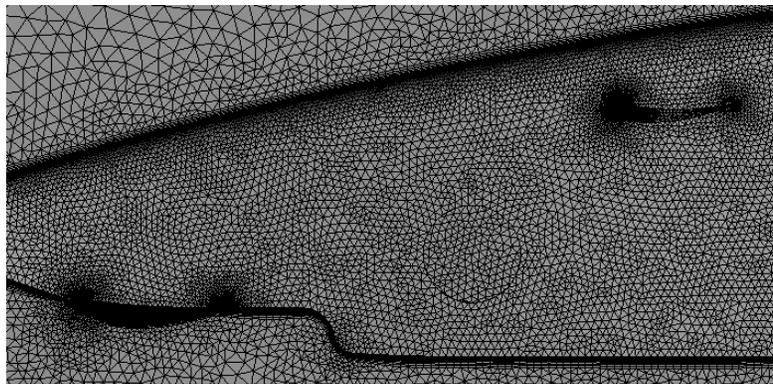
del fluido sobre las mismas. Haciendo uso de la opción sizing, se procede a seleccionar las superficies aerodinámicas así como se presenta en la figura 95, luego se define el tamaño de los elementos correspondiente a un máximo de 10 mm y un tamaño mínimo de 1 mm, y finalmente se procede a generar el mallado. Finalmente se obtiene el refinamiento de las superficies como se aprecia en la figura 96.

Figura 95. Selección de las Superficies Aerodinámicas



Fuente: Autores

Figura 96. Superficies Aerodinámicas Refinadas



Fuente: Autores

6.4. EVALUACIÓN DE LA CALIDAD DE LA MALLA

Para determinar una buena calidad de la malla se le deben atribuir una serie de características, una muy importante de ellas es la limpieza de la geometría, ya que tiene una gran importancia para poder garantizar la calidad de la malla computacional a generar, y adicional a esto reducir de la misma manera los elementos de mala calidad.

La limpieza de malla es muy importante, pero hay otras características que son muy importantes para la generación de una buena calidad. En la tabla 6 se presenta una comparación de calidad de malla con respecto a sus elementos.

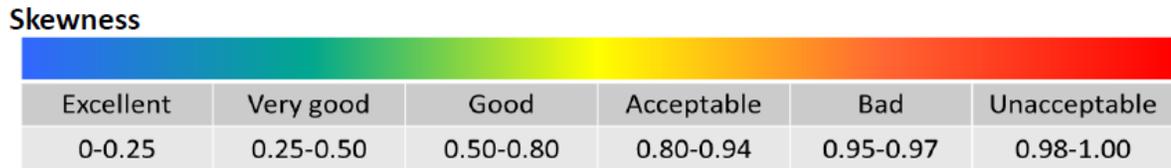
Tabla 6. Calidad de las Celdas en la Malla Computacional

Características	Buena	Mala
Celdas no demasiadas distorsionadas		
Celdas no demasiadas estiradas		
Transición celdas lisas		

Fuente: ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Best Practice Guidelines. 17^o Versión. 2016. p.17.

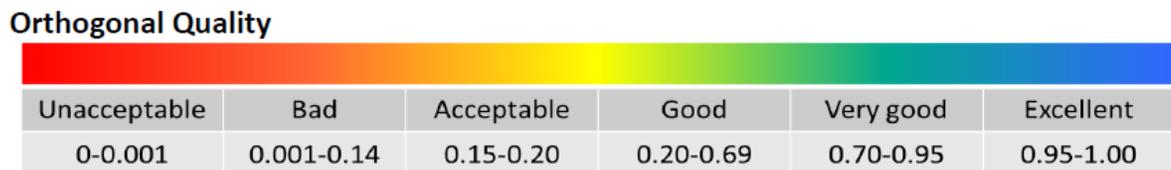
Además de la calidad de las celdas se debe cumplir con unos estándares de calidad ortogonal la cual presentada en la figura 97, y calidad del skewness, presentada en la figura 98. Los valores que se presentan en las figuras son los datos estadísticos que pueden clasificar la calidad del dominio computacional, permitiendo ser bueno, aceptable o inaceptable. A través de estas se garantiza la calidad del mallado computacional y a su vez una buena exactitud de la predicción de los resultados, ya que estas estadísticas comprenden la totalidad del dominio computacional.

Figura 97. Clasificación Estadística del Skewness



Fuente: ANSYS, Inc.. *Introduction to ANSYS Fluent: Best Practice Guidelines*. 17^o Versión. 2016. p.30.

Figura 98. Clasificación Estadística de la Calidad Ortogonal



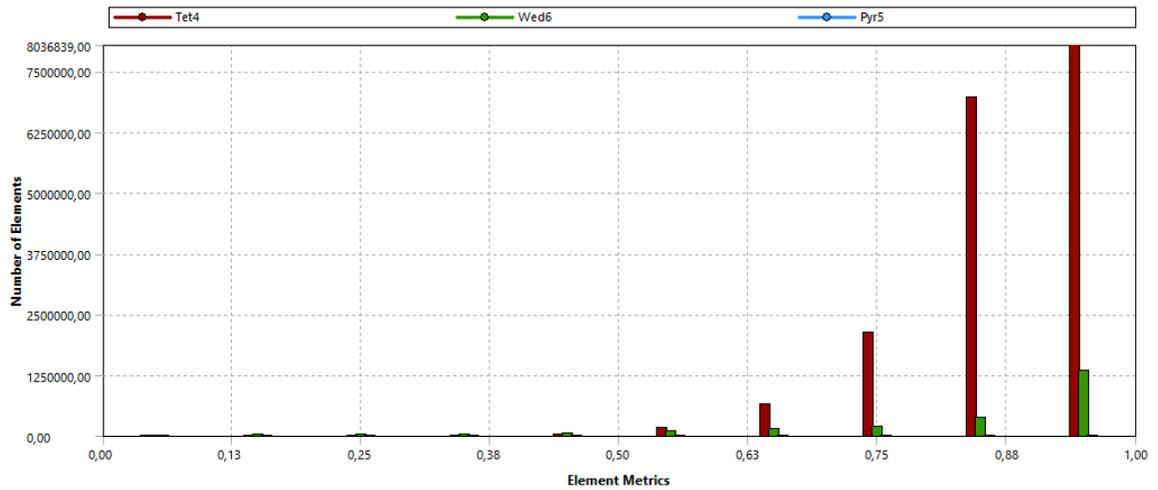
Fuente: ANSYS, Inc.. *Introduction to ANSYS Fluent: Best Practice Guidelines*. 17^o Versión. 2016. p.30.

6.4.1. Calidad Ortogonal de la Malla Computacional del Vehículo

Una vez generada la malla computacional con sus diferentes refinamientos, se debe hacer la verificación de la calidad de la malla, si cumple con las estadísticas recomendadas y aprobadas, para garantizar su calidad y también su exactitud en la predicción de los resultados. Hay que tener en cuenta que la evaluación de calidad de malla mostrada a continuación fue hecha para la malla elegida luego del análisis de convergencia numérica, el cual será tratado en los numerales 6.6 y 8.1 del presente documento.

Teniendo en cuenta todo esto, se procede a obtener las estadísticas de la calidad ortogonal para la malla computacional del vehículo en estudio, la cual demuestra tener una excelente adaptación a los rangos establecidos para garantizar una buena calidad. En la figura 99 se presenta el diagrama de barras obtenido para la ortogonalidad de los elementos.

Figura 99. Clasificación Estadística de la Calidad Ortogonal de la Malla Computacional del Vehículo

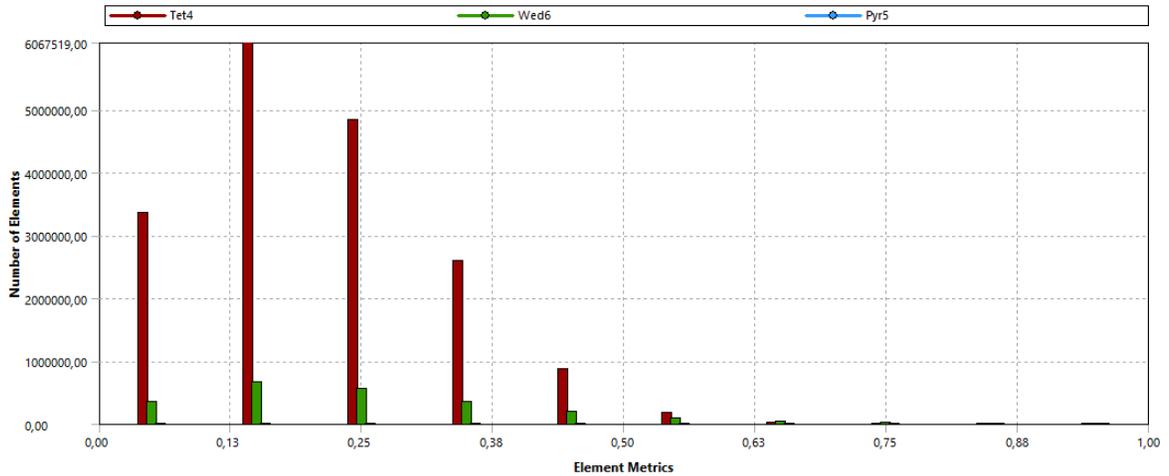


Fuente: Autores

6.4.2. Skewness de la Malla Computacional del Vehículo

Dados los rangos aceptables, se procede a obtener las estadísticas del skewness para la malla computacional del vehículo generado, en el cual se puede apreciar a través de la figura 100, que el mallado se encuentra dentro del rango aceptable y recomendado para garantizar una buena calidad y de la misma manera la exactitud de los resultados.

Figura 100. Clasificación Estadística del Skewness



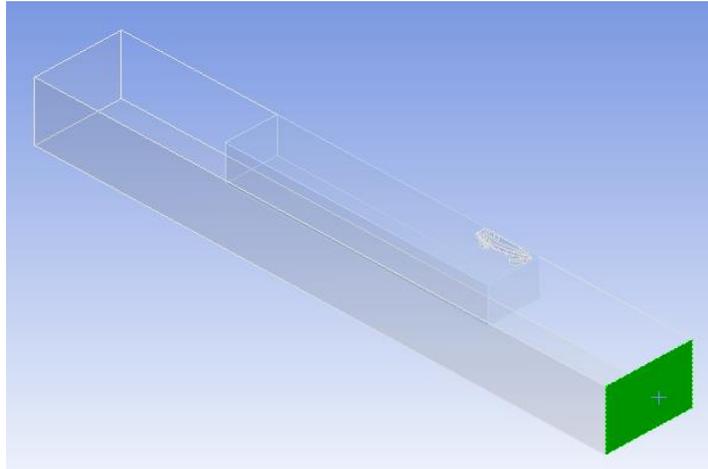
Fuente: Autores

6.5. DEFINICIÓN DE LAS CONDICIONES DE FRONTERA

La definición de condiciones de frontera, es un proceso que debe realizarse previamente al análisis en Fluent, el cual puede ser hecho directamente desde el meshing de ANSYS. Para definir las condiciones de frontera, se debe tener claro cuál cara del dominio computacional corresponde a cierta condición, es decir, que cara corresponde a la entrada, cual a la salida, etc.

La definición de las condiciones de frontera es un proceso bastante simple, el cual puede ser realizado previamente o posteriormente al enmallado. El procedimiento para llevar a cabo la definición de las condiciones de frontera será explicado paso a paso en esta sección del documento. Inicialmente se debe seleccionar la cara a la cual se le desea definir una condición de frontera, así como se presenta en la figura 101.

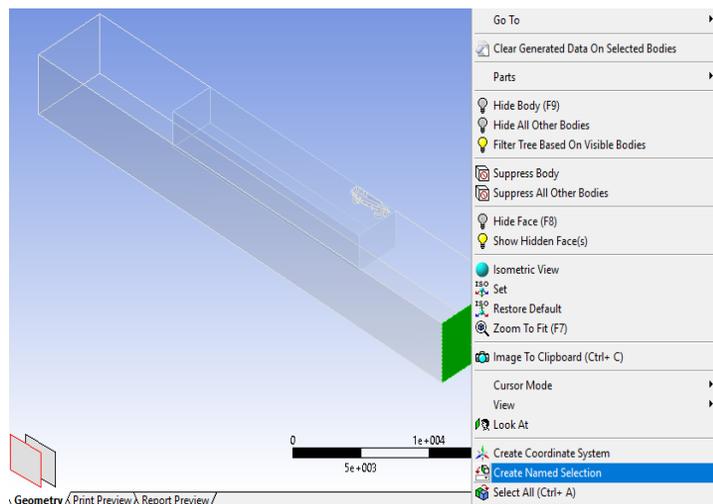
Figura 101. Selección de la Cara



Fuente: Autores

Hecha una vez la selección de cara sobre el dominio computacional, se procede hacer clic derecho sobre la cara seleccionada, en donde este instantáneamente desplegará un menú de opciones en el cual se hará selección de la opción llamada “create named selection”, así como se aprecia en la figura 102.

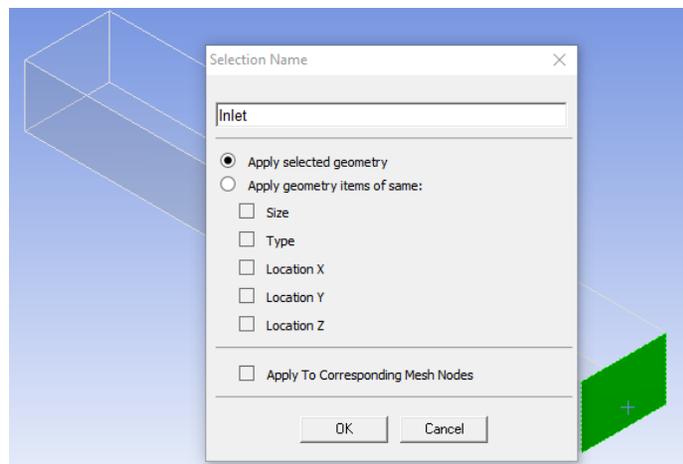
Figura 102. Create Named Selection



Fuente: Autores

Finalmente se procede a definir el nombre, al cual se le atribuye la condición de frontera, según como lo desee el usuario. Para esta ocasión se está definiendo la condición de frontera de entrada, la cual puede ser nombrada como Inlet, ya que ANSYS cuenta con la capacidad de atribuirle una condición de frontera cuando se proceda a trabajar en Fluent, la cual será explicada posteriormente. En la figura 103 se puede apreciar la definición del nombre al cual se le atribuye a esta frontera.

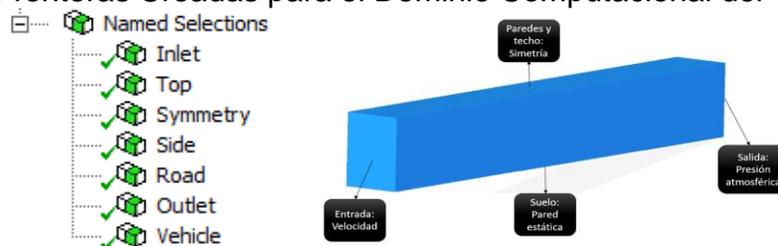
Figura 103. Nombre de la Frontera



Fuente: Autores

Una vez realizado este paso, se procede a verificar que haya sido generado en la ventana de outline. Este proceso se debe realizar para cada una de las fronteras del dominio computacional. En la figura 104 se presenta los nombres creados para las diferentes fronteras.

Figura 104. Fronteras Creadas para el Dominio Computacional del Vehículo



Fuente: Autores

6.6. CONVERGENCIA NUMÉRICA

El análisis de convergencia numérica, es un tópico mandatorio para cualquier tipo de análisis CFD, el cual consiste en realizar una serie de simulaciones a diferentes mallas con características específicas, topológicamente similares, es decir, diferentes mallas pertenecientes a la misma familia; en donde pueden variar las diferentes calidades de mallas generadas. En primer lugar se debe hacer una selección de una serie de mallas que son significativas y luego se procede a realizar una simulación con las mismas características a cada una de las mallas seleccionadas, en donde el propósito es encontrar a partir de que malla computacional los resultados obtenidos empiezan a tener una variación muy pequeña, es decir, el resultado empieza a ser muy similar.

6.6.1. Mallas Computacionales del Vehículo

Para el análisis de convergencia numérica del vehículo en estudio, se generaron 17 mallas computacionales como se presenta en la Tabla 7, en donde se varió una serie de parámetros, que a su vez aumentaban el número de nodos y elementos, de las cuales se seleccionaron 4, las cuales eran las más relevantes con respecto a las estadísticas obtenidas.

6.6.2. Análisis de Convergencia Numérica

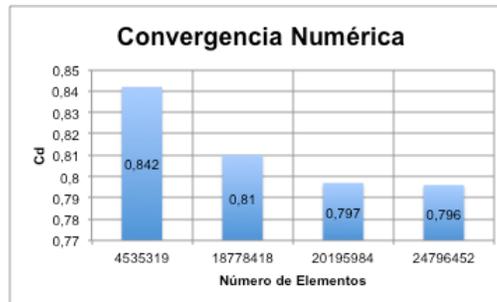
Para este análisis se tomaron las mallas computacionales 1, 9, 15 y 17, debido a que el número de elementos que hay en cada una de ellas es muy notable en términos del aumento estadístico, como se apreció en la tabla 7. Una vez seleccionadas las mallas computacionales más importantes, se procedió a realizar una simulación laminar para cada una de ellas, usando las mismas condiciones de frontera, valores de referencia, solucionador, monitores e inicialización. Cada una de ellas se realizó en la misma máquina de cómputo, obteniendo así el análisis de convergencia numérica. En la figura 105 se presenta el diagrama de análisis de convergencia numérica, con sus respectivos resultados.

Tabla 7. Mallas Computacionales Generadas

Malla	Aspectos Modificados	Nodos	Elementos
1	Max Face Size & Max Size	1'157.941	4'535.319
2	Max Face Size & Max Size	1'193.482	4'735.881
3	Face Sizing 2	1'279.182	5'223.411
4	Face Sizing	1'307.139	5'293.205
5	Face Sizing	1'345.256	5'391.520
6	Body Sizing	1'709.441	6'376.237
7	Body Sizing	2'125.496	8'827.078
8	Span Angle Center	3'787.922	18'655.691
9	Span Angle Center	3'825.750	18'778.418
10	Smoothing	4'025.863	19'387.403
11	Smoothing	4'035.120	19'429.805
12	Relevance Center	4'036.378	19'437.031
13	Relevance Center	4'035.362	19'431.099
14	Relevance	4'036.110	19'434.591
15	Relevance	4'227.512	20'195.984
16	Relevance	4'562.839	21'644.126
17	Relevance	5'223.705	24'796.452

Fuente: Autores

Figura 105. Convergencia Numérica



Fuente: Autores

Como se aprecia en la figura 105, la variación del resultado es mínima entre la malla computacional 15 y 17, de esta manera se hace selección de la malla 15 para la simulación con flujo turbulento, ya que según el análisis de convergencia numérica, es la que permite tener una buena predicción de los resultados y a su vez genera ahorro en términos de recursos computacionales.

7. SIMULACIÓN

La etapa de simulación comprende dos partes, la primera de ellas corresponde a las simulaciones realizadas para el estudio de convergencia numérica, y la segunda de ellas corresponde a la simulación final.

7.1. SIMULACIONES DE CONVERGENCIA NUMÉRICA

El análisis de convergencia numérica tiene como fin discernir y elegir la mejor malla hablando en términos de ahorro computacional y de exactitud del resultado obtenido, como se ha enunciado con anterioridad. Dado que esta etapa se realiza como preámbulo para realizar luego la simulación final, cuyos resultados han de ser verídicos para el estudio o investigación que se esté realizando, los parámetros de simulación han de estar fundamentados con base al planteamiento del problema real, pero su nivel de adaptación a la realidad no es tan riguroso, como si lo es en la simulación final. En pocas palabras, dado que lo que se busca es seleccionar la mejor malla, para luego sobre esta realizar la simulación verídica, ciertas suposiciones y simplificaciones pueden ser hechas.

7.1.1. Aspectos Generales

En primer lugar, para realizar una simulación se debe conocer la física que hay tras la temática en estudio, de igual manera, se debe conocer las opciones que provee el software de CFD para acoplar estas opciones lo más cercano posible al problema real, o si por el contrario se desea realizar ciertas simplificaciones y suposiciones para adecuar de cierta manera la temática en estudio bajo los mismos principios, solo que de una manera más sencilla. Por tal motivo, para elegir los parámetros de simulación se debe tener en cuenta la clase de simulación que se desea realizar, y por consiguiente, si las condiciones en las cuales se encuentra la temática son equiparables y válidas a las que se desea implementar en el software de CFD.

Inicialmente, cuando se ingresa a ANSYS Fluent, se abre una ventana con unas opciones acerca de las preferencias que desee el usuario para realizar la simulación, por defecto la opción de simulación tridimensional aparece seleccionada, debido al dominio computacional; diferentes opciones de la interfaz de usuario pueden ser modificadas allí mismo, y también brinda la opción de elegir el tipo de procesamiento para la simulación, puede ser serial o paralelo, de acuerdo a la licencia de ANSYS que se tenga y la capacidad de procesamiento de la máquina. Para este caso en particular las simulaciones se llevaron a cabo en un computador customizado, con un procesador AMD A10-5700 APU with Radeon (™) HD Graphics de 3,4 GHz, con 32 GB de memoria RAM y con sistema

operativo Windows 7 Professional de 64 bits. Todas las simulaciones se realizaron con un tipo de procesamiento paralelo, haciendo uso de los cuatro núcleos del computador. Los recursos computacionales son de gran importancia, dado que ellos son los que limitan el desarrollo de la simulación computacional; se debe especificar el tipo de máquina con el cual las simulaciones fueron hechas, como se evidencia en el artículo de Banga *et al*¹¹⁹, para así mismo, tener en cuenta las condiciones computacionales bajo las cuales se realizaron los estudios.

En cuanto a los parámetros del enmallado disponibles en ANSYS Fluent, se encuentra la escala del dominio computacional, una herramienta de verificación de las medidas de la malla, una herramienta de reporte de la calidad del mallado y una herramienta de visualización de las condiciones de frontera nombradas por conveniencia desde ANSYS Icem. La escala del dominio computacional a tratar es 1:1, es decir, escala real. Siempre que se abre ANSYS Fluent es recomendable verificar las medidas de la malla con la herramienta propuesta para ello. Se debe también, utilizar la herramienta de reporte de malla para evaluar la calidad de la misma, bajo los términos de skewness y ortogonalidad. Finalmente si se desea visualizar las condiciones de frontera, también se puede hacer a manera de verificación.

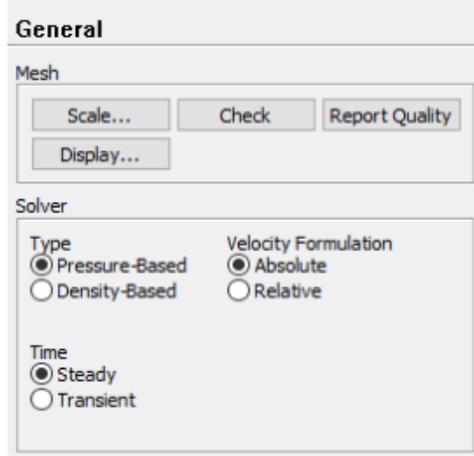
Los aspectos generales que presenta ANSYS Fluent para elegir los parámetros del solucionador que se requieren para simulación, brinda la posibilidad de elegir entre si la temática a tratar puede ser solucionada como flujo compresible o incompresible, con una velocidad absoluta o relativa y si está en estado estacionario o transitorio. En este caso, dado que el problema se desarrolla a un número Mach de 0,0484, y según lo enunciado por Anderson¹²⁰, cuando se trabaja con un Mach menor a 0,3 el flujo puede ser considerado como incompresible, por lo cual la densidad es considerada como constante; esto quiere decir, que el problema a tratar es basado en la presión. Seguidamente, se considera también la formulación de velocidad absoluta, ya que como se evidencia en la guía de usuarios de ANSYS Fluent¹²¹, esta formulación es preferida en aplicaciones donde el flujo en la mayor parte del dominio no está rotando, como si es el caso de simulaciones con ventiladores, turbo maquinaria, etc. Adicionalmente, se desea realizar una simulación en un momento determinado en el tiempo, por ahorro computacional, por lo cual se elige el estado estacionario para la simulación.

¹¹⁹ BANGA, Saurabh *et al*. CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body. En: IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering. Vol.; 12. No 4-III (Jul-Ago.2015); p.87-94.

¹²⁰ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3º Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p. 482-485.

¹²¹ ANSYS, Inc. ANSYS Fluent User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.569-570.

Figura 106: Aspectos Generales de Simulación



Fuente: Autores

7.1.2. Modelos

La temática en desarrollo se encuentra a un número Reynolds de 1'831.917,915. Por lo cual y según lo evidenciado en los parámetros de turbulencia de ANSYS¹²², para flujos externos alrededor de un obstáculo, el flujo turbulento comienza a partir de un número Reynolds mucho mayor a 20.000, y a lo largo de una superficie, el flujo turbulento comienza a partir de un número Reynolds mayor a 500.000 y de igual manera, con base en lo enunciado por Anderson¹²³, que como regla general en aplicaciones prácticas se toma el número de Reynolds de referencia aproximado a 500.000, si el flujo en cierta estación está considerablemente por debajo de 500.000, el flujo será probablemente laminar y si el valor del número Reynolds es mucho más grande que 500.000 lo más probable es que el flujo sea turbulento. Se hará uso de la suposición de que el flujo es laminar, por efectos de ahorro computacional y teniendo en cuenta que los resultados obtenidos de estas simulaciones serán utilizados para la realización del estudio de convergencia numérica. Cabe aclarar que un flujo laminar es aquel que fluye en capas paralelas, sin ninguna clase de perturbación entre sus capas. Dado a que se hace la suposición de que el flujo es incompresible, tan solo se habilita el modelo viscoso - laminar; la ecuación de energía no se habilita, dado a que por el número Mach, no hay necesidad de calcular los gradientes de temperatura, debido a que prácticamente son inexistentes.

¹²² ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Turbulence. 17^o Versión. 2016. p.3-4.

¹²³ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p. 722.

7.1.3. Condiciones de Frontera

En esta etapa se procede a definir las condiciones de frontera del dominio computacional, y por ende, las de la temática en desarrollo. Teniendo en cuenta que para definir un problema que resulte en una única solución, es necesario especificar la información necesaria acerca de las variables dependientes del flujo en las fronteras del dominio computacional. Teniendo en cuenta que al momento de definir las condiciones de frontera se tiene que identificar el tipo de condición de frontera a utilizar, identificar su ubicación, y suministrar los datos requeridos dependiendo de la condición de frontera que se haya elegido; la elección del tipo de condición de frontera depende en la geometría que se esté estudiando, la disponibilidad de datos en la ubicación de la frontera y ciertas consideraciones numéricas. Adicionalmente, condiciones de frontera pobremente definidas pueden tener un impacto significativo en la solución¹²⁴.

Por conveniencia y claridad al momento de identificar las condiciones de frontera, estas fueron nombradas con anterioridad desde ANSYS Icem. Las condiciones de frontera, se definieron con base en Banga *et al*¹²⁵, Nasir *et al*¹²⁶ y Parab *et al*¹²⁷, cuya finalidad era el estudio del flujo externo sobre diferentes tipos de vehículos. Los tres artículos definieron las siguientes condiciones de frontera:

- Entrada de velocidad, para la cara frontal del volumen de control.
- Salida de presión, para la cara posterior del volumen de control.
- Simetría, para el plano de simetría, la cara superior y la cara lateral del volumen de control.
- Pared, para la geometría del vehículo y la cara inferior del volumen de control.

Con la salvedad que Banga *et al*¹²⁸ utilizaron una pared móvil para el piso de su dominio computacional; y que Nasir *et al*, no hicieron uso de la consideración de

¹²⁴ ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Setting Up Physics. 17^o Versión. 2016. p.12.

¹²⁵ BANGA, Saurabh *et al*. CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body. En: IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering. Vol.; 12. No 4-III (Jul-Ago.2015); p.87-94.

¹²⁶ NASIR, Rizal *et al*. Aerodynamics of ARTeC's PEC 2011 EMo-C Car. En: Procedia Engineering. Vol.; 41. (2012); p.1775-1780.

¹²⁷ PARAB, Akshay *et al*. Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. No 4 (Nov.2014); p.7-13.

¹²⁸ BANGA, Saurabh *et al*, op.cit, p.87-94.

simetría lateral del vehículo con el fin de reducción computacional en cuanto a costo y tiempo.

La condición de frontera de entrada de velocidad fija velocidades entrantes, es usada para flujos incompresibles, aplica un perfil de velocidad uniforme a menos de que sea definido el perfil de velocidad, y cuando se utilizan flujos turbulentos necesita especificar parámetros de turbulencia¹²⁹. La presión es calculada en la entrada y es necesario especificar la magnitud y dirección del flujo¹³⁰.

La condición de frontera de salida de presión fija la presión estática a la salida, es apropiada para flujos compresibles e incompresibles, cuando se hace uso de flujos turbulentos las condiciones de contraflujo se especifican teniendo en cuenta la inversión de flujo, lo que se traduce en mejor tasa de convergencia, incluso si el reflujo no es esperado en la solución final, los valores pueden ser usados durante el proceso iterativo y debería ser realista¹³¹. La velocidad es calculada a la salida y es necesario especificar la presión estática del ambiente en el cual el flujo existe¹³².

La condición de frontera de simetría puede ser aplicada a planos de simetría, es decir, fija la frontera como un plano de simetría; ambos, la geometría y el flujo deben ser simétricos, la velocidad normal y los gradientes normales de todas las variables en el plano de simetría son iguales a cero, es usada cuando la solución del flujo es simétrica en un plano para reducir el dominio computacional¹³³. No requiere entrada de datos¹³⁴.

La condición de frontera de pared, fija la frontera como un muro sólido que limita las regiones de fluido, predeterminadamente la condición de no deslizamiento es impuesta para flujos viscosos, el muro puede ser fijo o móvil, puede tener un espesor finito para modelar una delgada capa entre dos zonas¹³⁵.

¹²⁹ ANSYS, Inc. ANSYS Fluent User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.286-292.

¹³⁰ ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Setting Up Physics. 17^o Versión. 2016. p.38.

¹³¹ ANSYS, Inc. ANSYS Fluent User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.305-311.

¹³² ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Setting Up Physics, op.cit, p.43.

¹³³ ANSYS, Inc. ANSYS Fluent User's Guide, op.cit, p.348-350.

¹³⁴ ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Setting Up Physics, op.cit, p.16.

¹³⁵ ANSYS, Inc. ANSYS Fluent User's Guide, op.cit, p.324-348.

Como se expresa en la introducción de la configuración de la física en ANSYS Fluent¹³⁶, no se deben observar grandes gradientes en la dirección normal a la frontera, ya que esto puede ser indicio de una configuración incorrecta o se debe mover la frontera más adelante o atrás, según corresponda, de donde se encuentran los gradientes. Adicionalmente, se debe tratar de minimizar el parámetro de skewness en la malla cerca de la frontera, dado que los errores debidos a un alto skewness pueden propagarse al resto del dominio computacional.

También se expresa en la introducción de la configuración de la física en ANSYS Fluent¹³⁷, que la ubicación ideal de la frontera, cuando hay zonas de recirculación, es “aguas abajo” de dicha zona de recirculación para permitir el desarrollo del flujo. Cuando hay una entrada y una salida, la opción más robusta y confiable que se sugiere, es la entrada de velocidad, con presión estática a la salida, en donde la presión total en la entrada es un resultado implícito de la predicción. Además, cuando se tiene un problema que involucre flujo externo, si el objeto tiene una altura H y un espesor W , se sugiere buscar que el dominio sea al menos más de:

- 5H de altura.
- 10W de ancho.
- Al menos 2H aguas arriba del objeto.
- Al menos 10H aguas abajo del objeto.

Lo cual se encuentra en concordancia con la referencia de Castro *et al*¹³⁸, tomada como base para la generación del dominio computacional. Finalmente, se deberá verificar que no hay gradientes de presión significantes normales a cualquiera de las fronteras el dominio computacional. De llegar a haberlos, sería sabio hacer más grande el tamaño del dominio computacional.

7.1.4. Valores de Referencia

Como se expresa en la guía de usuario de ANSYS Fluent¹³⁹, la ventana de valores de referencia permite al usuario establecer cantidades de referencia usadas para computar las variables del campo de flujo de una manera normalizada. También, permite especificar la zona de referencia para el postprocesamiento de

¹³⁶ ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Setting Up Physics. 17^o Versión. 2016. p.15.

¹³⁷ *Ibid.*, p.18-20.

¹³⁸ CASTRO *et al.* Computational Prediction of a Vehicle Aerodynamics using Detached Eddy Simulation. En: SAE Int. J. Passeng. Cars-Mech. Vol.; 6. No 1 (2013); p. 414-423.

¹³⁹ ANSYS, Inc. ANSYS Fluent User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.2285-2286.

velocidades relativas en problemas de zonas en movimiento. Dado que lo que se busca es analizar el desempeño aerodinámico del vehículo en condiciones reales de competencia, los valores de referencia fueron tomados acorde a las condiciones evidenciadas el día de la carrera en el autódromo de Tocancipá. Las condiciones usadas para la simulación fueron las siguientes:

Tabla 8. Valores de Referencia Utilizados para la Simulación

Valores de Referencia	
<i>Área [m²]</i>	0,5621314
<i>Densidad [Kg/m³]</i>	0,88908905
<i>Entalpía [J/Kg]</i>	0
<i>Longitud [m]</i>	2,25
<i>Presión [Pa]</i>	75.313
<i>Temperatura [°C]</i>	22
<i>Velocidad [m/s]</i>	16,6667
<i>Viscosidad [Kg/m.s]</i>	0,0000182
<i>Relación de Calores Específicos</i>	1,4

Fuente: Autores

La ventana de valores de referencia, como se puede apreciar en la tabla 8, contiene las entradas para los valores de referencia:

- **Área:** Establece el área de referencia, la cual es usada para computar los coeficientes de momento y fuerza.
- **Densidad:** Establece la densidad de referencia, la cual es usada para computar la referencia de presión dinámica.
- **Entalpía:** Establece la entalpía de referencia, la cual es usada para determinar el cambio total en la entalpía.
- **Longitud:** Establece la longitud de referencia, la cual es usada en el cómputo del coeficiente de momento.
- **Presión:** Establece la presión de referencia, la cual es usada para computar las fuerzas, momentos y coeficientes de presión relativa,
- **Temperatura:** Establece la temperatura de referencia, la cual es usada para computar la entropía para flujos incompresibles.
- **Velocidad:** Establece la magnitud de velocidad de referencia, la cual es usada para computar la presión dinámica de referencia.
- **Viscosidad:** Establece la viscosidad cinemática, la cual es usada en el cómputo del número de Reynolds.
- **Relación de Calores Específicos:** Establece el valor de calor específico, el cual es usado en cálculos de eficiencia en turbo maquinaria.

En este caso, el área de referencia, debido a que es el análisis aerodinámico de un vehículo, es el área frontal del mismo, de igual manera, la longitud de

referencia para el caso del automovilismo es la distancia entre ejes. Cabe aclarar que el volumen de control está compuesto explícitamente por aire, por lo cual las condiciones del mismo se encuentran acorde a los valores de referencia, del mismo modo que la presión de funcionamiento del volumen de control.

Adicionalmente, la ventana “Computar desde” contiene una lista desplegable de las zonas de frontera. Se puede seleccionar una zona para ser automáticamente utilizada definiendo los valores de referencia, pero dependiendo de la condición de frontera utilizada, todos los valores de referencia pueden no ser establecidos. La ventana “Zona de Referencia” contiene una lista desplegable de todas las zonas de celda en el dominio. Para flujos que comprendan múltiples zonas móviles, se puede seleccionar la zona de referencia para el postprocesamiento de velocidades relativas y cantidades relacionadas.

7.1.5. Métodos de Solución

El objetivo principal de esta etapa de métodos de solución es especificar diferentes parámetros asociados con el método de solución a ser usado en el proceso de cálculo.

La sección de acople Presión-Velocidad contiene diferentes configuraciones para esquemas de acople Presión-Velocidad. La subsección de “Esquema” provee una lista desplegable de los esquemas de acoples Presión-Velocidad disponibles: SIMPLE, SIMPLEC, PISO y Coupled; esto únicamente para el caso de solucionadores basados en la presión. La sección de discretización espacial contiene diferentes configuraciones que controlan la discretización de diferentes términos en la solución de las ecuaciones.

Como se puede apreciar en la tabla 9 se presentan diferentes métodos de solución utilizados por diferentes autores para simulaciones de flujo externo sobre diferentes vehículos, para el caso de la discretización espacial se muestra solamente gradiente, presión y momentum, dado que estos son los parámetros que aparecen para una simulación laminar. Para el caso de Banga et al¹⁴⁰, Klever¹⁴¹ y Parab et al¹⁴², para asegurar la convergencia de la temática en

¹⁴⁰ BANGA, Saurabh *et al.* CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body. En: IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering. Vol.; 12. No 4-III (Jul-Ago.2015); p.87-94.

¹⁴¹ KLEVER, Andreas. Simulation of Airflow Around an OPEL ASTRA Vehicle with FLUENT. En: Journal Articles by Fluent Software Users. Vol.; JA132. (2001); p.1-6.

¹⁴² PARAB, Akshay *et al.* Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. No 4 (Nov.2014); p.7-13.

simulación establecieron estos parámetros para las primeras x iteraciones y luego para mayor exactitud, subieron el orden de los diferentes parámetros de la discretización espacial para asegurar la exactitud en el resultado obtenido, es decir, llevaron a cabo su simulación por fases, en las cuales variaron la discretización espacial para efectos de un resultado más verídico.

Tabla 9: Métodos de Solución Utilizados en Estudios Similares

Autores Artículos de Estudios Similares	Métodos de Solución			
	Esquema de acople P-V	Discretización Espacial		
		Gradiente	Presión	Momentum
<i>Banga et al</i> ¹⁴³	Coupled	Least Squares Cell Based	Standard	First Order Upwind
<i>Klever</i> ¹⁴⁴	-	-	-	First Order Upwind
<i>Blanco et al</i> ¹⁴⁵	SIMPLE	Least Squares Cell Based	Second Order	Second Order Upwind
<i>Parab et al</i> ¹⁴⁶	Coupled: Pseudo- transient	-	-	First Order Upwind

Fuente: Autores

Basándose en el proceder de estos autores y en la guía de aceleración de soluciones CFD de ANSYS¹⁴⁷, para las simulaciones de convergencia numérica llevadas a cabo en flujo laminar, se optó por utilizar la discretización espacial de la siguiente manera:

¹⁴³ BANGA, Saurabh *et al.* CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body. En: IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering. Vol.; 12. No 4-III (Jul-Ago.2015); p.87-94.

¹⁴⁴ KLEVER, Andreas. Simulation of Airflow Around an OPEL ASTRA Vehicle with FLUENT. En: Journal Articles by Fluent Software Users. Vol.; JA132. (2001); p.1-6.

¹⁴⁵ BLANCO, David *et al.* Predicción del Comportamiento Aerodinámico de un Vehículo Comercial Bajo un Ciclo Estándar de Conducción Urbano por medio de Dinámica de Fluidos Computacional. En: CIMM 2015. (Abril 2015); p.1-4.

¹⁴⁶ PARAB, Akshay *et al.*, op cit, p.7-13.

¹⁴⁷ ANSYS, Inc: KEATING, Mark (Eds). Accelerating CFD Solutions. En: ANSYS Advantage. Vol.; 5. No 1 (2011); p.48-49.

- Gradiente: Least Squares Cell Based. (Usado en mallas no estructuradas)
- Presión: Second Order. (Usado para mayor exactitud)
- Momentum: First Order Upwind. (Usado para lograr una convergencia más rápida)

Se usa como esquema de acople de Presión-Velocidad el solucionador Coupled, dado a que este solucionador reduce el tiempo de la convergencia en general, casi hasta cinco veces, resolviendo las ecuaciones, basadas en la presión, de momentum y continuidad de una manera acoplada. Aunque hay un ligero incremento en los requerimientos asociados a la memoria al usar este solucionador, sus beneficios sopesan estas desventajas. Por ello, el solucionador Coupled se está convirtiendo en la elección de solucionador para las aplicaciones subsónicas. Adicionalmente, se habilitó la opción pseudo-transiente del solucionador Coupled, ya que el método de solución pseudo-transiente es una forma implícita de sobrerrelajación para los casos en estado estacionario. La cual permite a los usuarios obtener las soluciones rápidamente y de manera robusta. Este método usa una aproximación de paso de tiempo pseudo-transiente, es decir, en un infinitesimal de tiempo. En la tabla 10 se muestran diferentes casos en donde se evidencia el nivel de mejora posible con la utilización de este método.

Tabla 10: Aceleraciones del solucionador alcanzadas usando el solucionador Coupled Pseudo-transiente en diferentes casos.

Cases	Courant number-based coupled (iterations)	Pseudo-transient coupled (iterations)
Backward facing step (turbulent: SST)	750	75
Film cooling benchmark (turbulent: SA)	2,300	1,350
Flat plate, SST transition model	1,200	100
Rotor/stator with mixing plane model	500	250
Centrifugal pump	220	50
Axial compressor stage	400	110

Fuente: ANSYS, Inc: KEATING, Mark (Eds). Accelerating CFD Solutions. En: ANSYS Advantage. Vol.; 5. No 1 (2011); p.48.

Para este caso en la ventana de “Controles de Solución” los factores de sobrerrelajación (URF’s) correspondientes a presión y momentum fueron modificados. Ya que cuando se hace uso del solucionador Coupled los factores de sobrerrelajación predeterminados para presión y velocidad generalmente son valores muy robustos, pero estos pueden ser reducidos a un valor entre 0,4 y 0,5 para mallas con un alto nivel de skewness, cuando se experimenta un tipo de convergencia oscilatoria o cuando una discretización de mayor orden es

empleada. Tomando los factores de sobrerrelajación turbulentos de 0,95 a 0,99 pueden ayudar a acelerar los casos viscosos.

7.1.6. Monitores

Los monitores permiten establecer herramientas para el monitoreo de la convergencia de la solución de la temática a simular dinámicamente, por medio del chequeo de residuales, estadísticas, valores de fuerza, integrales de superficie e integrales de volumen.

Se hace uso de los monitores de residuales para controlar la información de residuales que ANSYS Fluent reporta. A pesar de que en las simulaciones de Klever¹⁴⁸ y Blanco *et al*¹⁴⁹, utilizan un criterio de convergencia de 10^{-3} , para la presente temática se decide hacer uso de un criterio de convergencia libre, dado que si los residuales necesitan bajar aún más lo puedan hacer libremente hasta que la solución del problema sea encontrada sin inconveniente o limitación alguna por parte de este criterio.

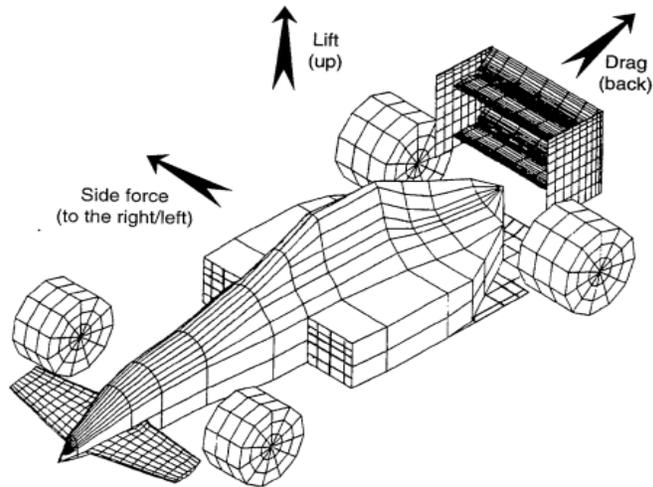
Tomando como base lo enunciado por Katz¹⁵⁰ acerca de las fuerzas aerodinámicas, en la figura 107 se presentan las fuerzas aerodinámicas cuando son aplicadas a un vehículo.

¹⁴⁸ KLEVER, Andreas. Simulation of Airflow Around an OPEL ASTRA Vehicle with FLUENT. En: Journal Articles by Fluent Software Users. Vol.; JA132. (2001); p.1-6.

¹⁴⁹ BLANCO, David *et al*. Predicción del Comportamiento Aerodinámico de un Vehículo Comercial Bajo un Ciclo Estándar de Conducción Urbano por medio de Dinámica de Fluidos Computacional. En: CIMM 2015. (Abril 2015); p.1-4.

¹⁵⁰ KATZ, Joseph. Race Car Aerodynamics: Designing for Speed. 2º Edición. Cambridge: Bentley Publishers, 1995. p.1-3.

Figura 107: Direcciones usadas para identificar las tres componentes de fuerza aerodinámica



Fuente: KATZ, Joseph. *Race Car Aerodynamics: Designing for Speed*. 2ª Edición. Cambridge: Bentley Publishers, 1995. p.3.

La fuerza que se resiste al movimiento y apunta hacia atrás es el arrastre, la segunda componente de fuerza, la cual apunta hacia arriba es la sustentación. No es muy notado por el conductor de hoy en día, pero aquellos que han experimentado muy alta velocidad al momento de conducir, pueden haber notado que a esa velocidad mucha más atención es requerida para mantener el auto viajando en línea recta. Esta inestabilidad es usualmente causada por la sustentación. La tercera fuerza, la fuerza lateral (positiva hacia la derecha), es importante también, pero con niveles relativamente bajos de vientos cruzados o laterales, esta componente de la carga aerodinámica es usualmente pequeña.

Los principales objetivos de la aerodinámica automovilística son reducir el arrastre, disminuir de la emisión de ruidos, mejorar la economía de combustible, prevenir fuerzas de sustentación indeseables y minimizar otras causas de inestabilidad aerodinámica a altas velocidades. En orden de mantener el control al momento de maniobrar y frenar el vehículo, los autos son diseñados para que el automóvil genere carga aerodinámica a medida que su velocidad incrementa. Sin embargo, al incrementar la carga aerodinámica incrementa también el arrastre, el cual en cambio limita la velocidad máxima e incrementa el consumo de la planta motriz. Por ello, el arrastre y la sustentación deben ser cuidadosamente balanceados.

Parab *et al*¹⁵¹ y Blanco *et al*¹⁵², expresan que la aerodinámica vehicular juega un papel fundamental, por ello se hace indispensable la realización de estudios enfocados a esta. Aproximadamente el 50% de la energía mecánica del vehículo es gastada en superar el arrastre a velocidades de autopista entre los 88,5 a los 96,5 Km/H¹⁵³. Por su parte, Banga *et al*¹⁵⁴ argumenta que la reducción de factores aerodinámicos resulta ser más eficiente que aumentar la potencia o reducir el peso del vehículo.

Para un auto de carreras, el siguiente paso lógico sería reducir el arrastre y la sustentación, e incluso, generar sustentación negativa (carga aerodinámica). La creación de carga aerodinámica con medios aerodinámicos (tal como el uso de alerones) es extremadamente importante y permite mayores mejoras en el desempeño del vehículo, especialmente en pistas con numerosos giros de alta velocidad, sin peralte. La carga aerodinámica incrementa la habilidad relacionada a los neumáticos, dado que entre más rápido el auto gire, más rápido vera la bandera a cuadros.

En ese orden de ideas y tomando en consideración lo expuesto anteriormente por los diferentes autores, es fundamental y mandatorio tener en cuenta los parámetros de sustentación y arrastre para un correcto análisis aerodinámico de un vehículo. Por ende, se determina crear monitores de sustentación y arrastre para así monitorear y analizar la convergencia de la solución para estos dos parámetros aerodinámicos tan importantes, los cuales, posteriormente, brindarán los resultados necesarios para ahondar en la validación de los mismos.

Los monitores de arrastre y sustentación son creados para guardar la historia de convergencia del coeficiente de arrastre y el coeficiente de sustentación, respectivamente, en las zonas especificadas, para este caso el vehículo.

¹⁵¹ PARAB, Akshay *et al*. Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. No 4 (Nov.2014); p.7-13.

¹⁵² BLANCO, David *et al*. Predicción del Comportamiento Aerodinámico de un Vehículo Comercial Bajo un Ciclo Estándar de Conducción Urbano por medio de Dinámica de Fluidos Computacional. En: CIMM 2015. (Abril 2015); p.1-4.

¹⁵³ AGARWAL, Ramesh. Sustainable Ground Transportation – Review of Technologies, Challenges and Opportunities. Department of Mechanical Engineering & Materials Science, Washington University in St. Louis, MO 63130, USA.

¹⁵⁴ BANGA, Saurabh *et al*. CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body. En: IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering. Vol.; 12. No 4-III (Jul-Ago.2015); p.87-94.

7.1.7. Inicialización de la Solución

Antes de empezar con una simulación CFD, se debe proveer a ANSYS Fluent una suposición inicial para la solución del campo de flujo. En muchos casos, se debe tener un cuidado extra al momento de proveer una solución inicial que permita que la deseada solución final sea conseguida. Para inicializar el campo de flujo del dominio entero para la solución, de los tres métodos disponibles se eligió la inicialización estándar. En la inicialización estándar se pueden computar los valores desde la información que yace en una zona específica, digitarlos manualmente, o computar valores promedio basados en todas las zonas a través del solucionador¹⁵⁵.

7.1.8. Ejecución del Cálculo

La ejecución del cálculo es la etapa final para llevar a cabo el proceso iterativo del solucionador para finalmente llegar a la solución de la simulación. Es recomendable, antes de establecer el número de iteraciones e iniciar con el proceso iterativo, chequear el caso a ser simulado, dado a que a través del uso de la herramienta de chequeo, se obtiene una guía para realizar mejores prácticas. El caso será chequeado para la conformidad en la malla, modelos, condiciones de frontera y de células, propiedades del material y categorías de solucionador. Ciertas reglas son establecidas para cada categoría, por lo cual se obtendrán recomendaciones para la configuración actual del caso.

El número de iteraciones establecido para las simulaciones de convergencia numérica fue de 200 iteraciones, debido a que 200 iteraciones es un valor intermedio entre la primera y segunda fase de simulación establecidas por Banga *et al*¹⁵⁶ y Parab *et al*¹⁵⁷.

¹⁵⁵ ANSYS, Inc. ANSYS Fluent User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. p.1509-1511.

¹⁵⁶ BANGA, Saurabh *et al*. CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body. En: IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering. Vol.; 12. No 4-III (Jul-Ago.2015); p.87-94.

¹⁵⁷ PARAB, Akshay *et al*. Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. No 4 (Nov.2014); p.7-13.

7.2. SIMULACIÓN FINAL

Habiendo realizado ya el análisis de convergencia numérica y habiendo determinado a través de este que la malla más óptima en cuanto a exactitud de resultados y ahorro computacional es la malla número 15, se procedió a trabajar sobre ella la simulación final. Sin embargo, dada a la limitación computacional evidenciada, se procede a realizar la simulación final sobre la malla más gruesa, es decir, la malla número 1. Se tienen en cuenta algunos cambios para la configuración de la simulación, a fin de acoplar estos lo más cercano posible a la realidad, haciendo de esta simulación final la más verídica del estudio realizado. Los aspectos que se muestran a continuación son aquellos que se modificaron y adaptaron para la simulación final, cabe resaltar que los aspectos restantes se plantearon de acuerdo a lo evidenciado en el numeral 7.1., por lo cual, dichos aspectos son transversales tanto para las simulaciones correspondientes al análisis de convergencia numérica, como para la simulación final.

7.2.1. Modelos

Anteriormente, se hizo la suposición que el modelo de flujo era viscoso - laminar, por motivos de ahorro computacional. Ahora bien, debido al número Reynolds de 1'831.917,915 en el que se encuentra el problema, se implementará un modelo de flujo viscoso - turbulento. A pesar de que casi en la totalidad de artículos de referencia se hizo uso del modelo turbulento $k\varepsilon$ realizable, el modelo turbulento elegido para el presente estudio es el modelo viscoso - $k\omega$ SST. La determinación del uso del modelo $k\omega$ SST no fue llevada al azar, por el contrario se fundamentó en el estudio: “*Comparación de Diferentes Modelos de Turbulencia en Aplicaciones Aerodinámicas*” realizado por Arbeláez y López¹⁵⁸, en el cual argumentan que dado que en la actualidad es virtualmente imposible resolver y numéricamente las ecuaciones de Navier-Stokes (para flujos a altos números de Reynolds y con geometrías complejas), es necesario usar modelos que reduzcan el costo computacional sin sacrificar la precisión del fenómeno simulado. Por tal motivo, ellos llevaron a cabo dicho estudio, en donde se comparan 5 modelos RANS incorporados en ANSYS Fluent, los cuales pretenden modelar el fenómeno de la turbulencia. En los resultados del estudio de comparación se evidencio que los modelos que mejor se desempeñaron fueron el $k\omega$ SST y el Spalart Allmaras, en menor medida pero con un ahorro computacional del 30%. Adicionalmente, el uso del modelo $k\omega$ SST también se fundamentó en la evaluación de desempeño de los modelos de turbulencia para aplicaciones aeroespaciales de Versteeg y

¹⁵⁸ ARBELÁEZ, Daniel y LÓPEZ, Omar. Comparación de Diferentes Modelos de Turbulencia en Aplicaciones Aerodinámicas. En: VIII Congreso Colombiano de Métodos Numéricos: Simulación en Ciencias y Aplicaciones Industriales. Vol.; 8CCMN. (Ago.2011); p.1-2.

Malalasekera¹⁵⁹, en el cual expresa que para aerodinámica externa los modelos Spalart-Allmaras, $k\omega$ y $k\omega$ SST son adecuados, pero el modelo $k\omega$ SST es más general, y las pruebas sugieren que proporciona un rendimiento superior para gradiente de presión igual a cero y capas límite gradiente de presión adverso, capas cortantes libres, entre otros. Para propósitos generales de CFD, el modelo Spalart-Allmaras es inadecuado, pero los modelos $k\omega$ y $k\omega$ SST pueden ser aplicados. Complementariamente, la introducción de ANSYS Fluent para turbulencia¹⁶⁰, sugiere el modelo de turbulencia $k\omega$ SST, debido a que se desempeña unificando los mejores aspectos de los modelos $k\varepsilon$ y $k\omega$, en cuanto a la corriente libre y los flujos de capa límite respectivamente. Las ventajas y desventajas del modelo $k\omega$ SST se dan más en detalle en el numeral 4.4.1.6. La configuración del modelo $k\omega$ SST en fluent fue predeterminada.

7.2.2. Condiciones de Frontera

Como es mencionado con anterioridad, cuando es usado un modelo de turbulencia, para las condiciones de frontera de entrada de velocidad y salida de presión, han de ser especificados unos parámetros de turbulencia y unas cantidades de contraflujo respectivamente. Para el caso de entrada de velocidad, los parámetros a establecer son los parámetros de intensidad turbulenta y el radio de viscosidad turbulenta y para el caso de salida de presión, las cantidades a establecer son la intensidad turbulenta de contraflujo y el radio de viscosidad turbulenta de contraflujo. La introducción de ANSYS Fluent para turbulencia¹⁶¹, especifica que cuando un flujo turbulento entra al dominio, ya sea por las entradas o por las salidas (contraflujo), las condiciones de frontera se deben dar a las variables del modelo de turbulencia. Para el presente caso, se establece el método de intensidad turbulenta y radio de viscosidad turbulenta para especificar la turbulencia en las condiciones de frontera. Los valores predeterminados para la intensidad turbulenta y el radio de viscosidad turbulenta son razonables para casos en donde no se tiene información acerca de la turbulencia en las entradas. Para el caso de los flujos externos, las intensidades turbulentas varían entre un 1% y un 5% y el radio de viscosidad turbulenta entre 1-10 típicamente es un buen valor. Para la presente simulación los valores de intensidad turbulenta y radio de viscosidad turbulenta para la entrada de velocidad y la salida de presión corresponden a 1% y 10 para la entrada de velocidad y 5% y 10 para la salida de presión, respectivamente. Estos valores fueron tomados como los plantea Banga

¹⁵⁹ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.92.

¹⁶⁰ ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Turbulence. 17^o Versión. 2016. p.46.

¹⁶¹ *Ibid.*, p.19-20.

*et al*¹⁶² en su artículo “CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body”.

7.2.3. Métodos de Solución

Los métodos de solución establecidos para la presente simulación, fueron transversales para todas las simulaciones realizadas; sin embargo, dado que se estableció como modelo viscoso-turbulento el modelo $k\omega$ SST, en la discretización espacial aparecen dos parámetros adicionales, los cuales son la energía cinética turbulenta y la tasa de disipación específica, y que corresponden al modelo elegido. La discretización espacial para estos parámetros fue establecida de la siguiente manera:

- Energía cinética turbulenta: First Order Upwind. (Usado para lograr una convergencia más rápida)
- Tasa de disipación específica: First Order Upwind. (Usado para lograr una convergencia más rápida)

Debido a las limitaciones computacionales, esta simulación fue realizada en una sola fase, por lo cual no se aumenta el orden de las ecuaciones luego de transcurrido un cierto número de iteraciones para conseguir una mayor exactitud, como fue el caso de Banga *et al*¹⁶³ y de Parab *et al*¹⁶⁴ los cuales llevaron a cabo su simulación en tres etapas: la primera de ellas usando First Order Upwind para la discretización espacial, en la segunda etapa subieron a Second Order y en la etapa final variaron algunos URF's hasta que la solución fue encontrada o el cambio en el valor de Cd fue insignificante.

En cuanto a los controles de solución, de igual manera fueron transversales para todas las simulaciones realizadas. Automáticamente se adicionaron tres URF's debidos al modelo turbulento utilizado, los cuales son: la energía cinética turbulenta, la tasa de disipación específica y la viscosidad turbulenta, y cuyos valores no fueron modificados.

¹⁶² BANGA, Saurabh *et al*. CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body. En: IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering. Vol.; 12. No 4-III (Jul-Ago.2015); p.87-94.

¹⁶³ *Ibid.*, p. 87-94.

¹⁶⁴ PARAB, Akshay *et al*. Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. No 4 (Nov.2014); p.7-13.

7.2.4. Ejecución del Cálculo

El número de iteraciones establecido para la simulación final fue de 100 iteraciones, debido a que 100 iteraciones fue el valor medio de la primera fase de simulación en las simulaciones realizadas por Banga *et al*¹⁶⁵ y Parab *et al*¹⁶⁶. Sin embargo, se simuló hasta la iteración 92, dado a que como en el caso de Parab *et al*¹⁶⁷, se dejó correr la simulación hasta que la variación en los valores de C_l y C_d fue insignificante.

¹⁶⁵ BANGA, Saurabh *et al*. CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body. En: IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering. Vol.; 12. No 4-III (Jul-Ago.2015); p.87-94.

¹⁶⁶ PARAB, Akshay *et al*. Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. No 4 (Nov.2014); p.7-13.

¹⁶⁷ *Ibid.*, p. 7-13.

8. RESULTADOS Y VALIDACIÓN

Para empezar, se exalta que para que los resultados sean lo más verídicos posibles, se debe aproximar el problema a tratar lo más cercano posible al fenómeno real a través del software de CFD. Por lo cual, se ha de tener en cuenta la malla computacional y sus respectivas características, dado que estas han de determinar dicha cercanía de la problemática real, resaltando que entre más fina sea la malla, mas verídico ha de ser el resultado conforme al fenómeno real; esto, junto a un correcto establecimiento de la física de la temática a desarrollar. Los resultados erróneos que se puedan llegar a apreciar en la solución se relacionan directamente con errores de tipo numérico, de codificación o de usuario, así como se ha mencionado con anterioridad en el numeral 4.7.

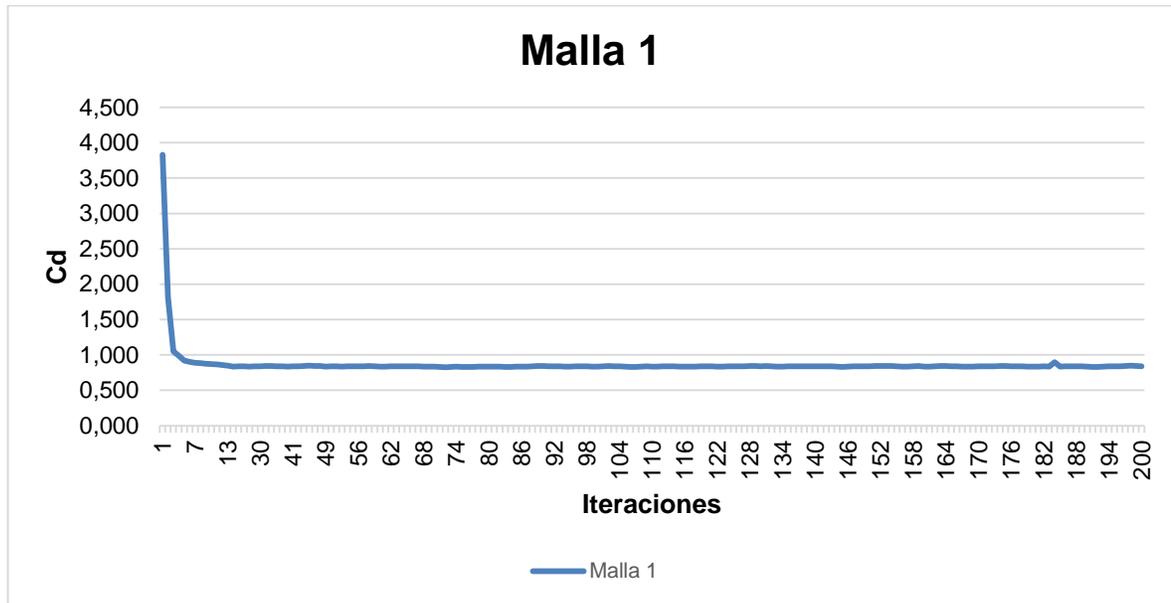
Cabe aclarar que los resultados gráficos fueron tomados a partir de la solución de la malla número 15 con los aspectos utilizados para las simulaciones convergencia numérica, y debido a la limitación computacional evidenciada, la simulación final, la cual implementó modelo de turbulencia, fue realizada en la malla número 1. Por lo tanto cuando se hará referencia de cuál de las soluciones fueron tomadas las figuras.

8.1. CONVERGENCIA NUMÉRICA

El análisis de convergencia numérica realizado para la simulación computacional final del vehículo, se llevó a cabo con los parámetros de simulación establecidos para la convergencia numérica y teniendo en cuenta las limitaciones computacionales evidenciadas.

En la figura 108 se presenta el comportamiento del monitor del coeficiente de arrastre de la malla 1, la cual es la malla más gruesa, la cual tuvo un resultado de 0,842 para el coeficiente de arrastre. Como se denota en la figura 108, el comportamiento del monitor no es tan estable, evidenciando algunas fluctuaciones a lo largo de la convergencia iterativa y con un comportamiento oscilatorio.

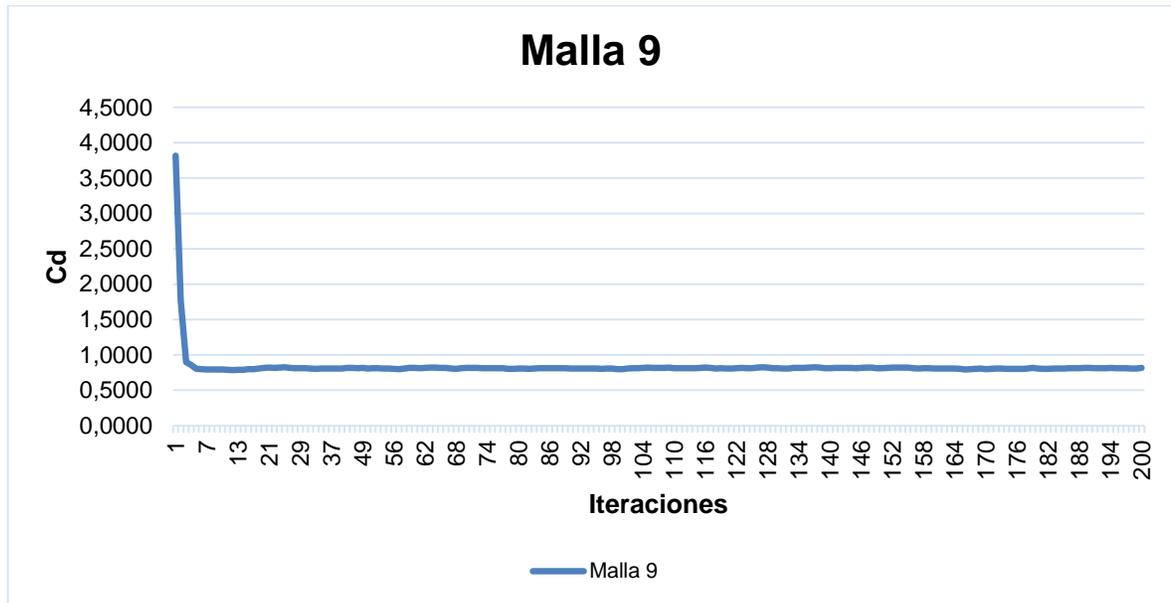
Figura 108. Monitor del Coeficiente de Arrastre para la Malla 1



Fuente: Autores

En la figura 109 se presenta el comportamiento del monitor del coeficiente de arrastre de la malla 9, la cual es una malla computacional con un grado de refinamiento un poco más alto con respecto a la malla más gruesa. Esta malla obtuvo un resultado de 0,810 para el coeficiente de arrastre, en el respectivo monitor de la malla 9 se denota un comportamiento diferente al de la malla 1, dado a que a pesar de que la convergencia de esta se torna oscilatoria, el rango de estas fluctuaciones es más leve con respecto a la malla 1 y por tanto tiende a estabilizarse a lo largo del proceso iterativo.

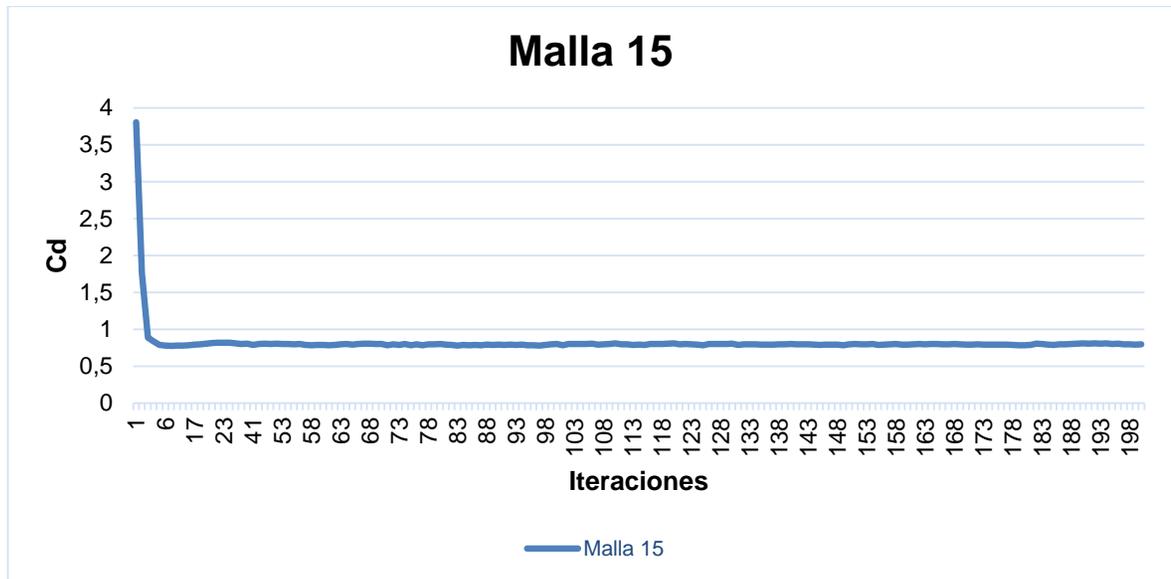
Figura 109. Monitor del Coeficiente de Arrastre para la Malla 9



Fuente: Autores

En la figura 110 se presenta el comportamiento del monitor del coeficiente de arrastre de la malla 15, la cual está compuesta por un alto nivel de refinamiento sobre las diferentes secciones del dominio computacional, con respecto a las dos anteriores mallas. Para este caso, el número de elementos es muy superior como se demuestra en la tabla 7. En cuanto a los resultados obtenidos, esta obtuvo un coeficiente de arrastre de 0,797. En el comportamiento del monitor de la malla 15 se exalta que a pesar de que este se torna un poco inestable y fluctuante, el rango oscilatorio del residual es mínimo, dado que varía tan solo en una décima, por lo cual se denota su mejor desempeño con relación al de los monitores de las mallas 1 y 9.

Figura 110. Monitor del Coeficiente de Arrastre para la Malla 15

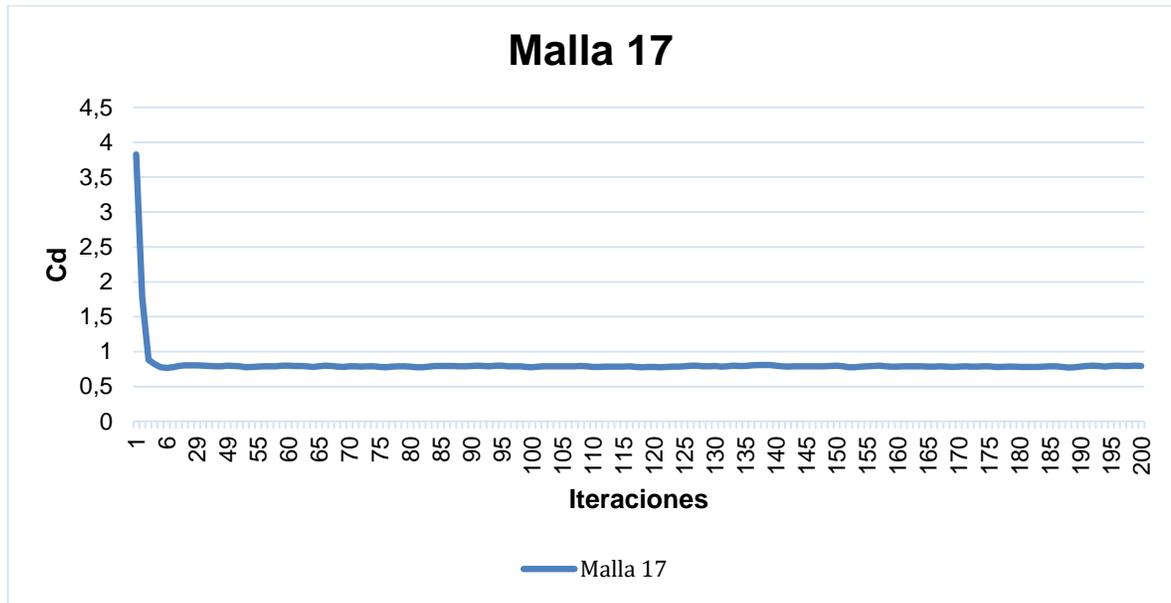


Fuente: Autores

En la figura 111 se presenta el comportamiento del monitor del coeficiente de arrastre de la malla 17, la cual corresponde a la malla más densa, es decir, con el mayor grado de refinamiento. Para este caso el número de elementos es totalmente superior a todas las mallas computacionales generadas, así como se evidencia en la tabla 7. El comportamiento gráfico del monitor del coeficiente de arrastre de la malla 17 es oscilatoriamente estable con pequeñas variaciones a lo largo del proceso iterativo, es decir, que es mayor el número de iteraciones donde se mantiene una estabilidad en el comportamiento y son mínimas las iteraciones donde se aprecian discontinuidades, pero a su vez, luego de evidenciar dichas fluctuaciones, el comportamiento vuelve a obtener estabilidad. Para este caso se obtuvo un resultado de 0,796 para el coeficiente de arrastre.

A partir de este punto, es posible afirmar que el respectivo análisis de convergencia numérica y la selección de la malla más óptima en términos de recursos computaciones, tiempo de cómputo, exactitud del resultado sin variar significativamente, es a partir de la malla computacional número 15. Por ello el resultado de este análisis permite inferir que esta malla computacional es la indicada para llevar a cabo la simulación final, ya que presenta un beneficio en cuanto a los aspectos de rendimiento de la máquina y exactitud de resultados.

Figura 111. Monitor del Coeficiente de Arrastre para la Malla 17



Fuente: Autores

Para complementar, con base en los resultados de convergencia numérica evidenciados en la figura 105 y en los análisis realizados para cada monitor de coeficiente de arrastre para cada una de las mallas elegidas para la convergencia numérica, se calculó la diferencia porcentual relacionando los resultados del coeficiente de arrastre subsecuentemente a su obtención. La diferencia porcentual que se encuentra entre el valor del coeficiente de arrastre de 0,842 obtenido para la malla 1, y el coeficiente de arrastre de 0,81 obtenido para la malla 9 es de 3,95%. Para el caso del coeficiente de arrastre de 0,81 obtenido para la malla 9 y el coeficiente de arrastre de 0,797 obtenido para la malla 15, la diferencia porcentual es de 1,631%. Seguidamente, la diferencia porcentual entre los valores de coeficiente de arrastre de 0,797 para la malla 15 y de 0,796 para la malla 17 es de 0,125%. De esta manera, se hace aún más fehaciente la elección de la malla número 15 como la de mejor desempeño computacional.

Ahora bien, dada la elección de la malla número 15 como la ganadora del análisis de convergencia numérica, se hallaron las diferencias porcentuales de los coeficientes de arrastre de las otras mallas computacionales con respecto al coeficiente de arrastre de la malla 15. La diferencia porcentual para el coeficiente de arrastre de 0,842 de la malla 1 con respecto al coeficiente de arrastre de 0,797 de la malla 15 es de 5,646%. Seguidamente, la diferencia porcentual para el coeficiente de arrastre de 0,81 de la malla 9 con respecto al coeficiente de arrastre de la malla 15 es de 1,631%. Y la diferencia porcentual para el coeficiente de arrastre de 0,796 de la malla 17 con respecto al coeficiente de arrastre de la malla

15 es de -0,125%. De lo cual se deduce que a pesar de que la diferencia porcentual entre el coeficiente de arrastre entre la malla 1 y la malla 15 es mayor al 5%, el valor del coeficiente de arrastre de la malla 1 es aceptable, teniendo en cuenta que esta es la malla más gruesa. Los valores de error tanto para la malla 9, como para la malla 17 con respecto a la malla 15 son muy buenos, dado que están dentro del 5% y se encuentran cercanos al 0,1% de error.

8.2. COMPORTAMIENTO

La visualización del comportamiento del flujo de aire sobre el vehículo y demás características, se desarrolló en el software ANSYS, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores.

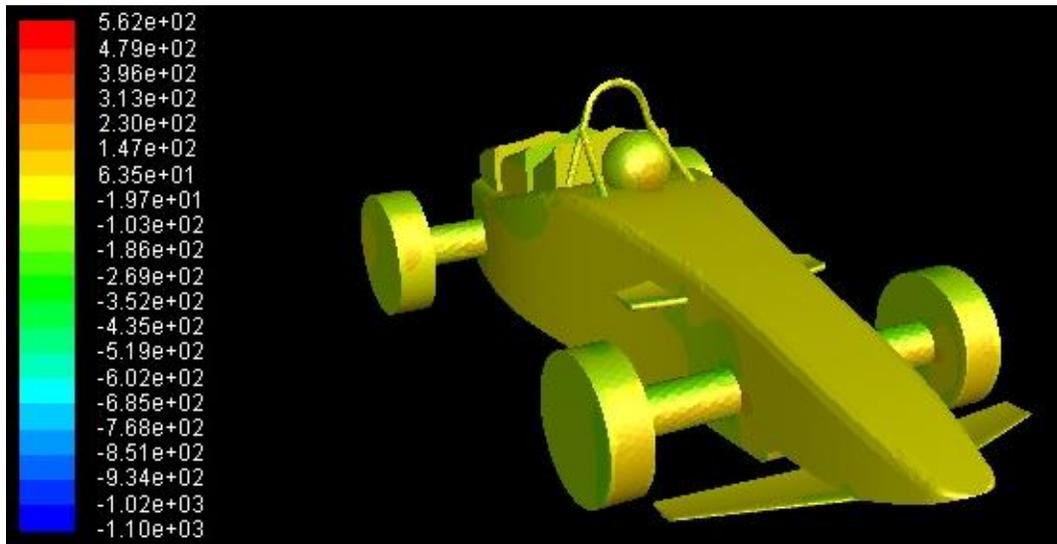
8.2.1. Contornos de Presión

Se procedió primeramente a obtener los contornos de presión sobre el vehículo, así como se presenta en las figuras 112 y 113, en donde se puede apreciar el comportamiento de la presión total sobre la superficie de todo el vehículo y las respectivas superficies aerodinámicas. Cabe resaltar que tanto la figura 112, como la 113 fueron obtenidas de la solución de la simulación final y que la escala que se presenta en las figuras corresponde a la variación de la presión de referencia del problema.

En la figura 112 se identifica un gradiente de presión mayor en zonas como el casco del piloto, las caras frontales de los neumáticos delanteros y en menor medida en los neumáticos traseros. Por otra parte, las zonas donde se encuentra el gradiente de presión menor, son por encima de las ruedas del vehículo y en la parte superior del casco del piloto.

Seguidamente, en la figura 113, se aprecian mejor los contornos de presión sobre la superficie del vehículo dado a la perspectiva que se tiene sobre este. Complementariamente a la figura 112 se denota un gradiente de presión bajo en la superficie de la carrocería cercana a los soportes frontales del tubo antivuelco y sobre el piso circundante bajo las ruedas del vehículo.

Figura 112. Contornos de Presión sobre la Superficie del Vehículo



Fuente: Autores

Figura 113. Vista superior de los Contornos de Presión sobre la Superficie del Vehículo y el Piso

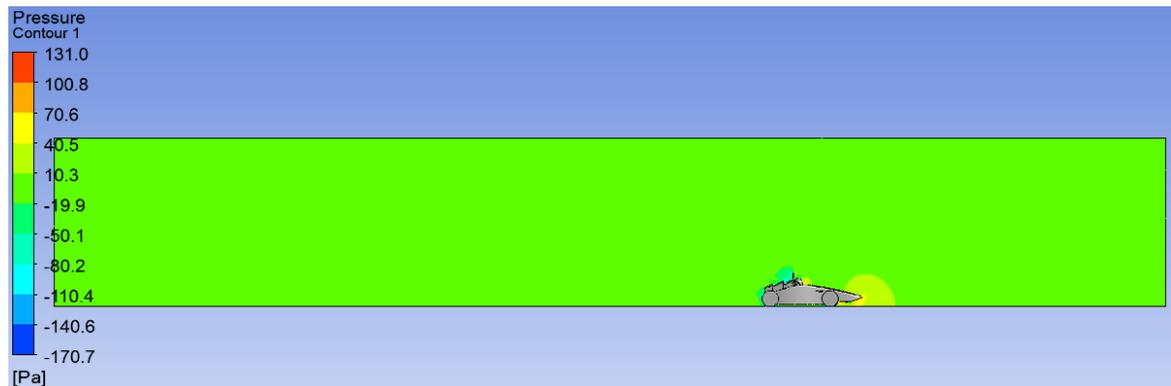


Fuente: Autores

Una vez obtenido el comportamiento de la presión sobre la superficie del vehículo se procedió a obtener el comportamiento de la presión sobre el plano de simetría, el cual se desarrolló en el software ANSYS, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores, a través de su herramienta CFD-Post. Dichos contornos de presión se presentan en las figuras 114 y 115, usando la solución de la simulación de la malla computacional número 15, al igual que en el caso de los contornos de presión sobre la superficie del vehículo, la escala presentada en las figuras es con respecto a la presión de referencia.

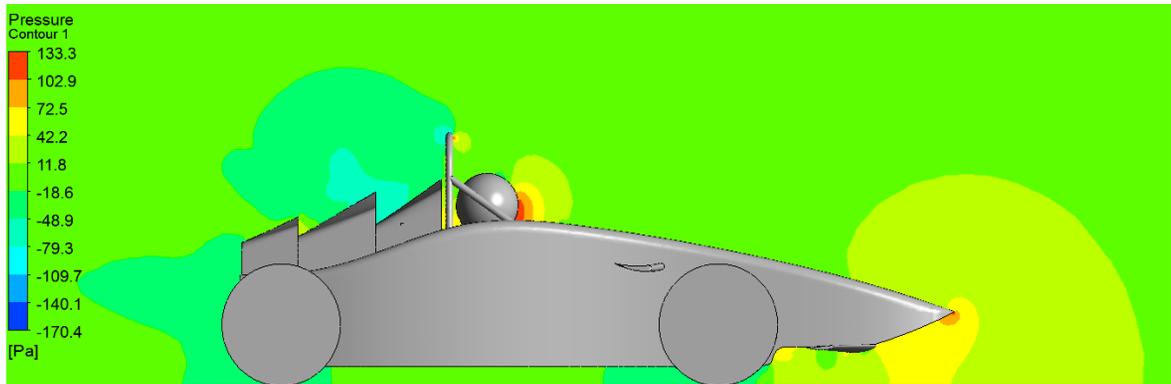
En la figura 114 se denota la presencia de un aumento en la presión sobre la nariz del vehículo. Más detalladamente en la figura 115, se denotan tres puntos principales, en los cuales la presión es la más alta, bastante cerca de la punta de la nariz del vehículo y en la parte frontal del casco del piloto y del tubo antivuelco, en el área circundante a estos puntos reside la mayor concentración de alta presión, siendo en mayor parte en la nariz del vehículo; mientras que en la parte de las tomas de aire y tras el vehículo, hay áreas de concentración de las presiones más bajas, siendo la parte posterior del tubo antivuelco y la unión entre la primera y la segunda toma de aire los focos de concentración de dichas bajas presiones.

Figura 114. Contornos de presión sobre el plano de simetría – Malla 15



Fuente: Autores

Figura 115. Vista detallada de los contornos de presión sobre el plano de simetría – Malla 15



Fuente: Autores

Habiendo obtenido el comportamiento de la presión sobre el plano de simetría utilizando la solución de la simulación de la malla número 15, se procede a generar los contornos de presión sobre el plano de simetría para simulación final con el propósito de realizar una breve comparación entre ambos comportamientos, dado a que difieren en los modelos de flujo. En las figuras 116 y 117 se presentan los contornos de presión en el plano de simetría generados de la solución de la simulación final, la escala presentada en las figuras es con respecto a la presión de referencia.

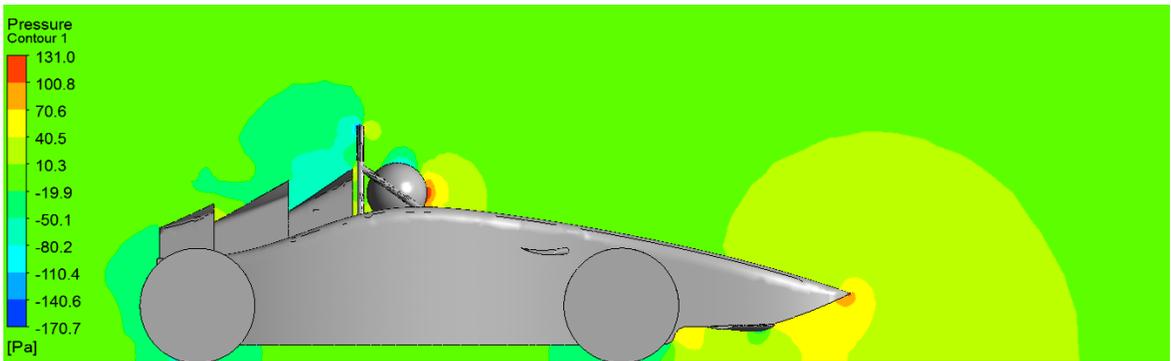
Al igual que en la figura 114, en la figura 116 se presenta un notorio aumento en la presión sobre la nariz del vehículo. Ya más en detalle, en la figura 117 se aprecian los contornos de alta presión más definidos sobre la nariz del vehículo, y la parte frontal tanto del casco del piloto, como del tubo antivuelco; adicionalmente se hace más notorio el aumento de presión en la curvatura cóncava en la superficie inferior de la nariz del vehículo. En cuanto a las zonas de concentración de baja presión sobre las tomas de aire y tras el vehículo se definen más y decrecen en tamaño; al igual que en la figura 115, los focos de concentración de la presión más baja son la parte posterior del tubo antivuelco y la unión entre las dos primeras tomas de aire.

Figura 116. Contornos de presión sobre el plano de simetría – Simulación Final



Fuente: Autores

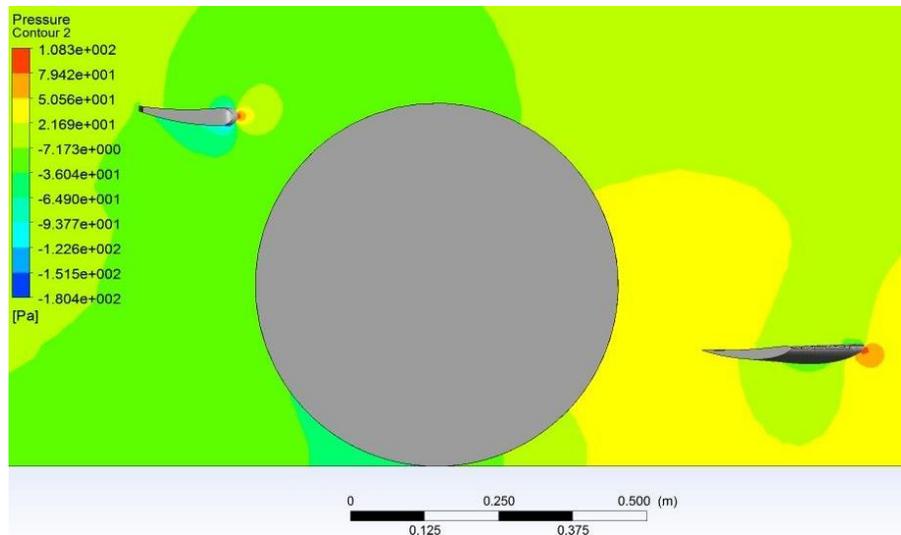
Figura 117. Vista detallada de los contornos de presión sobre el plano de simetría – Simulación Final



Fuente: Autores

Una vez analizados los contornos de presión en el plano de simetría para ambas simulaciones, se decidió realizar un plano de corte sobre las superficies aerodinámicas, apreciando tanto el alerón delantero como los alerones laterales, para observar el comportamiento de la presión sobre estas superficies, así como se presenta en la figura 118. Este plano de corte se realizó con base en la solución de la simulación final, la escala presentada en la figura es con respecto a la presión de referencia.

Figura 118. Contornos de Presión sobre las Superficies Aerodinámicas en un Plano de Corte – Simulación Final



Fuente: Autores

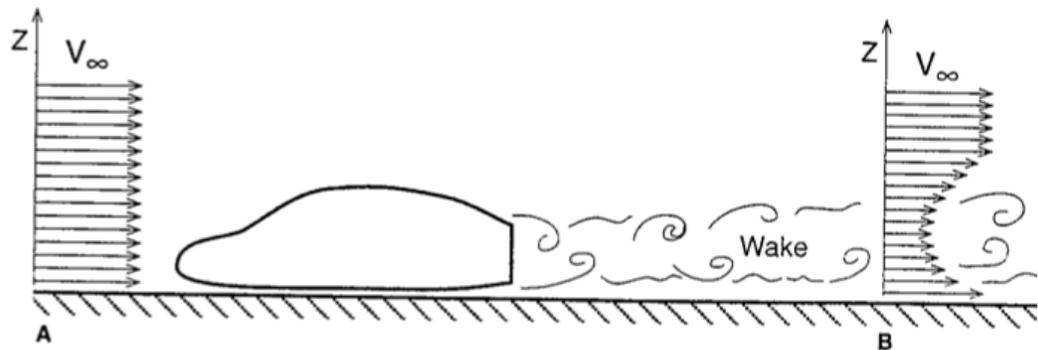
En la figura 118, para ambos alerones se denota la formación del punto de estancamiento correspondiente en el borde de ataque; en los sectores circundantes a los alerones se resalta una zona de mayor presión alrededor del alerón delantero a diferencia del alerón lateral, cercano a la parte superior de la rueda delantera del vehículo. Más detalladamente y con base en los contornos de presión formados sobre la superficie de los alerones, se denota el comportamiento esperado de ellos, el cual es una presión más alta a lo largo del extradós y una presión más baja a lo largo del intradós, en adición se exalta la acción del alerón delantero como proveedor de más carga aerodinámica en comparación con el alerón lateral.

Posterior a la generación de los contornos de presión sobre el vehículo, el plano de simetría y el plano de corte de las superficies aerodinámicas del vehículo, se procedió a obtener el campo de velocidades para los dos tipos de simulación realizadas, las cuales corresponden a una simulación de convergencia numérica con la malla número 15 y a la simulación final con la malla número 1. El propósito de obtener ambos comportamientos de velocidad en las simulaciones, es con el fin de poder analizar y comparar visualmente los modelos usados en cada una de las simulaciones.

8.2.2. Campo de Velocidades

La discusión del campo de flujo creado por cuerpos moviéndose a través del aire está incompleta, si no se mencionan los efectos en un campo lejano causados por su movimiento, afirma Katz¹⁶⁸. El rastro de flujo perturbado dejado atrás por un cuerpo moviéndose a través de un fluido diferente no perturbado, es llamado estela. Esta perturbación local en el patrón de flujo detrás del vehículo, en realidad causa una pérdida de momentum (o arrastre de forma) la cual se extiende muy por detrás del vehículo y es descrita esquemáticamente en la figura 119. Suponiendo que se mide la distribución de velocidad, a varias alturas en z , en el plano de simetría delante del vehículo en el punto A; si las medidas son tomadas a una distancia razonable delante del vehículo (una longitud del vehículo), el perfil de velocidad indicará una distribución de velocidad uniforme. Ahora, si la misma medición es hecha detrás del vehículo incluso en una distancia relativamente grande de 10 a 20 longitudes del vehículo, una deficiencia de velocidad será detectada, como se muestra en el punto B. Si el flujo se separa detrás de un cuerpo esbelto, entonces dicha estela aparecerá, y en el área de la estela, el flujo parece estar arrastrándose tras del vehículo. La energía de arrastrar esta estela atrás, resulta en creación de arrastre, mientras que en un cuerpo ideal con un flujo completamente pegado al mismo, no debería tener dicha estela, y por consiguiente no crearía arrastre.

Figura 119: Estela de Flujo detrás de un Cuerpo Esbelto con Separación del Flujo en el Área Base

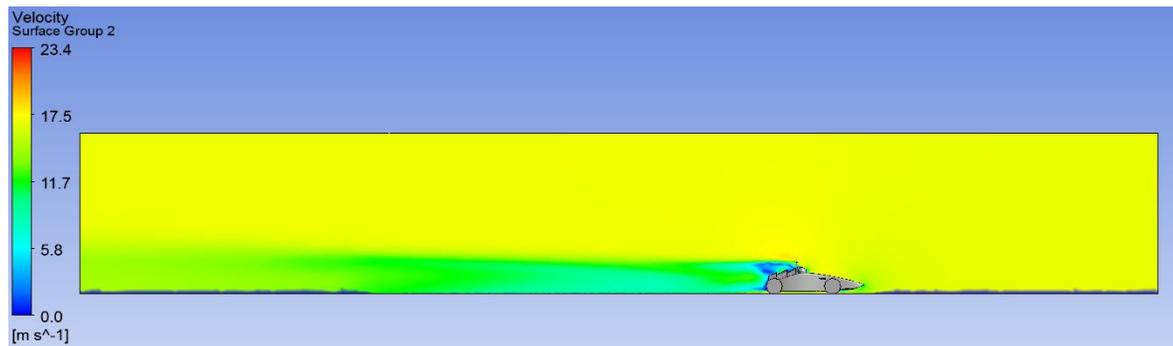


Fuente: KATZ, Joseph. *Race Car Aerodynamics: Designing for Speed*. 2^o Edición. Cambridge: Bentley Publishers, 1995. p.44.

¹⁶⁸ KATZ, Joseph. *Race Car Aerodynamics: Designing for Speed*. 2^o Edición. Cambridge: Bentley Publishers, 1995. p.43.

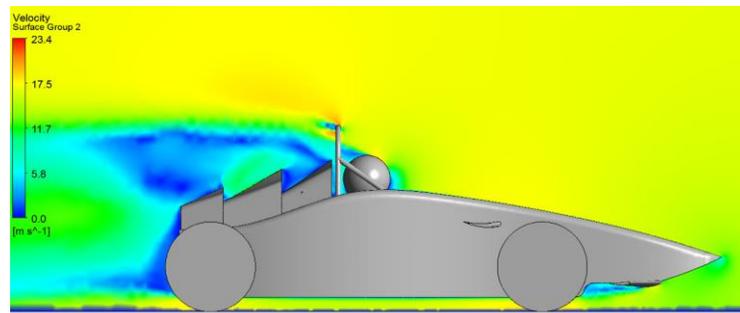
En la figura 120 y figura 121 se presenta el campo de velocidades obtenido a través de la simulación de convergencia numérica sobre el plano de simetría. En la figura 120 se evidencia un perfil de velocidad uniforme por delante del vehículo y como era de esperarse, se evidencia también una gran disminución de la velocidad en la estela generada detrás del vehículo con respecto a la velocidad de referencia, a la cual corre el vehículo; en diferentes zonas de la estela se denota una caída de velocidad mucho mayor que en otras zonas, como es el caso de la zona que se encuentra a una distancia del vehículo por detrás del mismo; aproximadamente a unas cinco longitudes del vehículo detrás del mismo, la estela tiende a comenzar a disiparse, pero sin embargo sigue ejerciendo su influencia de baja velocidad. Más detalladamente en la figura 121 se aprecia el comportamiento de la velocidad sobre la superficie del vehículo, en la que en primer lugar se exalta el decaimiento de la velocidad en la superficie inferior de la nariz, más demarcada en la superficie subsiguiente al alerón delantero; en la parte frontal del casco se exalta el comportamiento de la velocidad que se hace cero al chocar contra el casco, sobre las tomas de aire y detrás de vehículo se exalta la mayor caída de velocidad, la que luego dará paso a la formación de la respectiva estela. Se denota una aceleración por parte del flujo sobre el tubo antivuelco.

Figura 120. Campo de Velocidades en el Plano de Simetría a lo Largo del Dominio Computacional – Malla 15



Fuente: Autores

Figura 121. Vista Detallada del Campo de Velocidades en el Plano de Simetría sobre el Vehículo – Malla 15



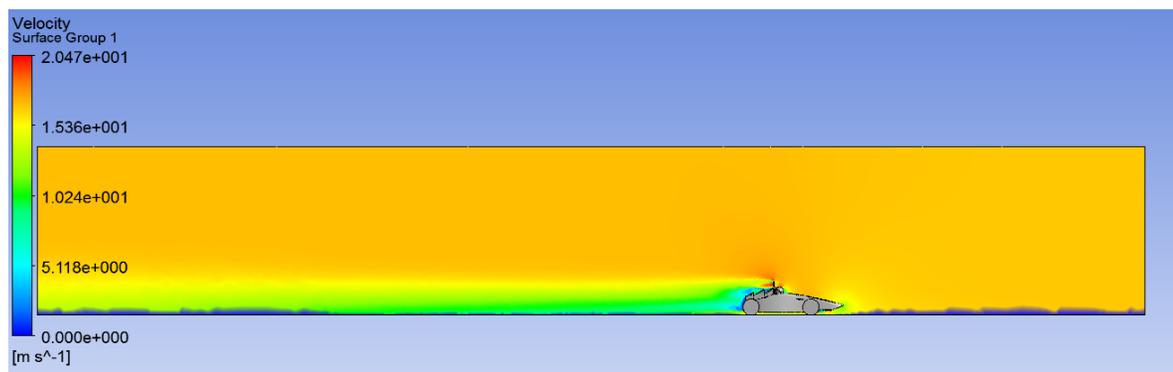
Fuente: Autores

Habiendo obtenido el comportamiento de la velocidad para la solución de la simulación de la malla 15, se decidió proceder con la visualización del campo de velocidades para la simulación final. En las figuras 122 y 123 se presenta el campo de velocidades obtenido a través de la solución de la simulación final sobre el plano de simetría. Al igual que en la figura 120, en la figura 122 se evidencia que por delante del vehículo se denota un perfil de velocidad uniforme y de igual manera se exalta la existencia de una estela generada en la parte de atrás del vehículo, comenzando por detrás del tubo antivuelco y de las tomas de aire, sin embargo la estela observada en la figura 122 se presenta con una forma más estilizada y con una tendencia uniforme en cuanto a su tendencia y forma, mientras que en la figura 120 la estela generada por detrás del vehículo tiende a aumentar su área de influencia a medida que aumenta la distancia. Ahora bien, el decaimiento de la velocidad a lo largo de la estela se hace más uniforme en la figura 122 en comparación con la figura 120, y la transición entre zonas de baja velocidad se da a partir de las líneas de flujo en la estela y no por diferentes zonas amorfas, haciéndose de esta manera más uniforme. Por otra parte, en la zona comprendida entre la parte trasera del vehículo hasta cinco longitudes por detrás de esta se aprecia la mayor caída de velocidad, y a partir de este punto la estela tiende a disiparse un poco, pero ejerciendo aún su influencia en cuanto a la disminución de la velocidad. Se hace la aclaración de que la franja de color azul que se encuentra en la parte inferior del plano de simetría denota que la velocidad en el piso es igual a cero, debido a su tipo de condición de frontera. Prosiguiendo con la figura 123, se aprecia más en detalle el comportamiento de la velocidad a lo largo de la superficie del vehículo, en la que al igual que en la figura 121 se identifica el decaimiento de la velocidad en la superficie inferior de la nariz del vehículo siendo el foco de concentración del decaimiento de la velocidad por debajo de la punta de la nariz del vehículo, sin embargo, en adición a la observación de la superficie inferior se identifican zonas en donde se acelera el fluido como lo es el intradós del alerón delantero y la superficie de la carrocería paralela a las ruedas delanteras y traseras. En la parte frontal del casco la zona en

la que la velocidad del flujo de aire se hace cero se torna más demarcada y ciertamente reducida en comparación con la figura 121, en ese mismo sentido, las velocidades más bajas de las líneas de corriente apreciadas sobre las tomas de aire se demarcan más, y por ende su zona de influencia es menor. En cuanto a gradientes de velocidad positivos, se hace más notoria la influencia de la superficie superior del casco del piloto y el tubo antivuelco en la generación del aumento de velocidad. En la parte posterior del vehículo en donde se hace el desprendimiento del flujo, en la superficie inferior de la carrocería, se da lugar a la generación de dos vórtices.

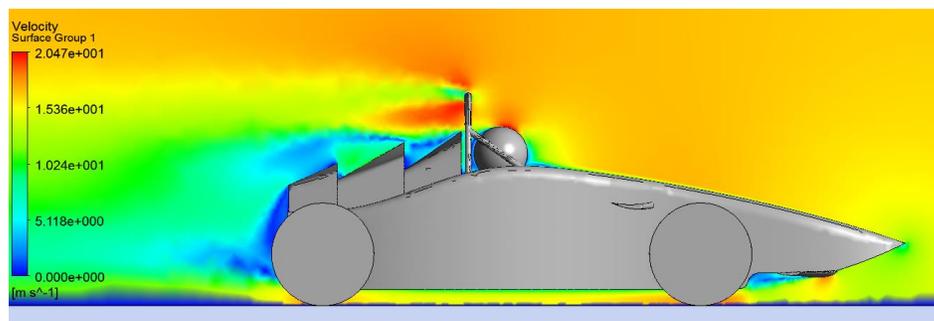
Un aspecto importante de la estela es su dependencia del tiempo y naturaleza periódica. Usualmente, la estela tendrá una forma periódica en donde los vórtices están siendo producidos en un patrón alterno, la dirección del vórtice es establecida por la separación de la capa límite.

Figura 122. Campo de Velocidades en el Plano de Simetría a lo Largo del Dominio Computacional – Simulación Final



Fuente: Autores

Figura 123. Vista Detallada del Campo de Velocidades en el Plano de Simetría sobre el Vehículo – Simulación Final



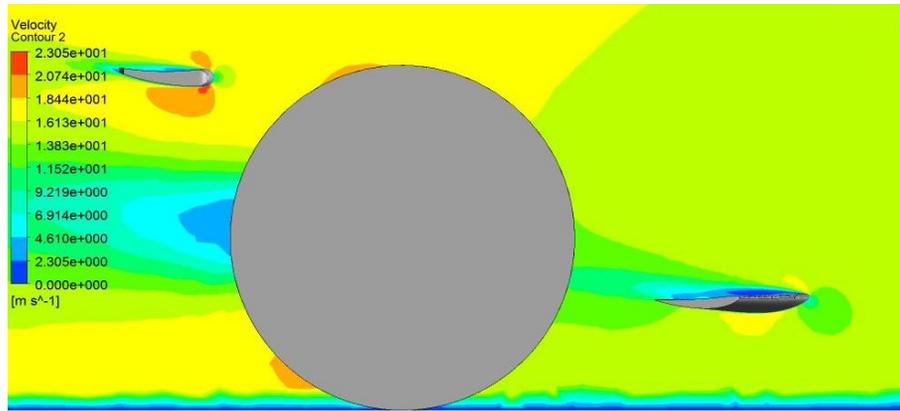
Fuente: Autores

Puesto que, el flujo dentro de la estela está moviéndose en la dirección del vehículo, otro vehículo moviéndose cercanamente tras el primero, puede usar dichos efectos de arrastre del presente flujo separado. En muchas carreras estos efectos son notables y posicionarse tras el vehículo en la cabeza es una práctica común en la Nascar. En carreras en donde la alta carga aerodinámica de los vehículos es usada, usualmente la estela puede arruinar parte de la carga aerodinámica del siguiente auto, haciendo este menos competitivo, infiere Katz¹⁶⁹.

Una vez obtenido el comportamiento de la velocidad en el plano de simetría, se decidió realizar un plano de corte, sobre las superficies aerodinámicas, para observar el comportamiento de la velocidad sobre estas superficies, así como se presenta en la figura 124, se puede apreciar el comportamiento de la velocidad, sobre ellas a través del plano de corte. Como es de esperarse, el comportamiento del flujo de aire sobre ambas superficies aerodinámicas es similar, con una presencia de una velocidad más alta sobre el intradós en comparación con el extradós; se identifican los respectivos puntos de estancamiento en el borde de ataque de cada uno de los dos alerones, tanto delantero, como lateral. En concordancia con la figura 118, en la cual se hace la respectiva observación de los contornos de presión sobre el plano de corte de las superficies aerodinámicas, la zona de influencia del aire en la que se encuentra el alerón delantero es de una velocidad menor, en comparación con la zona de influencia del alerón lateral. Sobre el borde de salida de ambos alerones se hace notoria de igual manera la generación de dos pequeñas estelas por detrás de los alerones, lo que da lugar a que muy seguramente habrá generación de una estela debida al fenómeno de vorticidad en la punta de cada alerón. Dichas estelas son llamadas como estelas de vórtice de punta de ala. Estas estelas consisten en dos vórtices contra rotatorios concentrados. Dichos vórtices son usualmente muy estables y fuertes, y pueden durar una larga distancia tras la superficie aerodinámica que los haya creado. El aire en los alrededores de estos centros de vórtices, circula alrededor de estos centros.

¹⁶⁹ KATZ, Joseph. Race Car Aerodynamics: Designing for Speed. 2º Edición. Cambridge: Bentley Publishers, 1995. p.43.

Figura 124. Comportamiento de la velocidad sobre las superficies aerodinámicas en un plano de corte con el modelo de turbulencia.



Fuente: Autores

En general, se hace evidente una clara diferencia en el comportamiento de cada uno de los dos modelos utilizados en las respectivas simulaciones, en donde se detalla mucho mejor la estela generada por el fluido luego pasar sobre el vehículo; el comportamiento de la velocidad sobre las superficies aerodinámicas refleja que ambos cumplen a cabalidad con su tarea, las pérdidas de velocidad a lo largo del vehículo se hacen notorias sobre las tomas de aire y el aumento de la velocidad sobre el vehículo se da en la parte circundante al casco del piloto y al tubo antivuelco.

8.2.3. Coeficientes de Presión

Se exalta que para la realización de un análisis aerodinámico es necesario medir las cargas aerodinámicas. Conocer la distribución de velocidad local es espectacular, pero en orden de evaluar las cargas aerodinámicas es necesario conocer la distribución de presión sobre la superficie. En la experimentación real la medida de la presión es más fácil de llevar a cabo que la medición directa de la velocidad, para el caso de la CFD, ambos parámetros son obtenidos fácilmente.

La presión por sí misma es una cantidad dimensional, sin embargo, como lo demuestra Anderson¹⁷⁰ en el análisis dimensional realizado a través del Teorema π de Buckingham, y la similaridad de flujo, se establece la utilidad e importancia de ciertos parámetros adimensionales, como el número Mach, el número Reynolds y los coeficientes de fuerzas aerodinámicas. En ese orden de ideas, toma sentido

¹⁷⁰ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p.30-37.

entonces que una presión adimensional pueda encontrar un uso y propósito en el ámbito aerodinámico. Tal cantidad es el coeficiente de presión, el cual es definido como:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad \text{Ecuación 62}$$

En donde:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 = \text{Presión Dinámica}$$

Ciertamente, el coeficiente de presión es otro parámetro de similitud que puede ser añadido a los parámetros enunciados anteriormente.

Para flujo incompresible, el coeficiente de presión puede ser expresado en términos de velocidad. Considerando un flujo sobre un cuerpo aerodinámico inmerso en una corriente libre con presión p_∞ y velocidad V_∞ . Se toma un punto arbitrario en el flujo donde la presión y la velocidad son p y V respectivamente. De la ecuación de Bernoulli se tiene:

$$p_\infty + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 = p + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad \text{Ecuación 63}$$

$$p - p_\infty = \frac{1}{2} \rho (V_\infty^2 - V^2) \quad \text{Ecuación 64}$$

Sustituyendo la ecuación del delta de presiones en la del coeficiente de presión se tiene:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} = \frac{\frac{1}{2} \rho (V_\infty^2 - V^2)}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad \text{Ecuación 65}$$

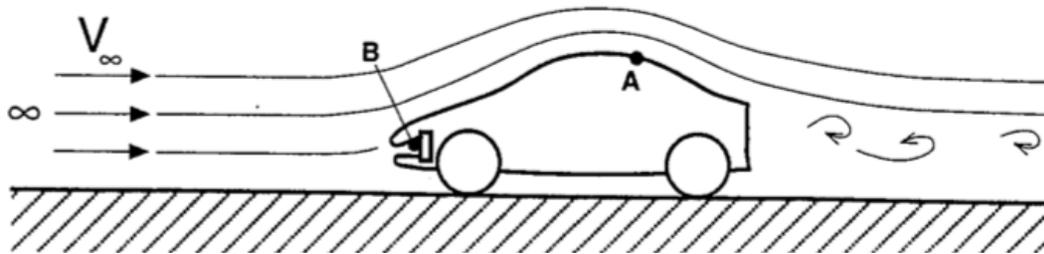
$$C_p = 1 - \left(\frac{v}{v_\infty}\right)^2$$

Ecuación 66

La ecuación obtenida es una expresión muy útil para hallar el coeficiente de presión, sin embargo, se exalta que esta expresión aplica solamente para flujo incompresible.

Se denota que el coeficiente de presión, a pesar de su compleja apariencia, es una medida de la presión local. También, la distribución de presión es independiente de la velocidad del vehículo, y la distribución de presión en el vehículo en términos del coeficiente de presión debería ser la misma para todas las velocidades.

Figura 125: Puntos A y B sobre la superficie de un vehículo en una corriente libre



Fuente: KATZ, Joseph. *Race Car Aerodynamics: Designing for Speed*. 2^o Edición. Cambridge: Bentley Publishers, 1995. p.36.

En orden de familiarizarse con algunos valores típicos del coeficiente de presión se crea una pequeña tabla, basándose en la figura 125. Primeramente, en el punto de estancamiento (punto B) donde la velocidad es cero, se tiene un coeficiente de presión igual a 1. En segundo lugar, en un punto no perturbado lejos del vehículo (punto A) se tiene un punto en donde el coeficiente de presión es igual a cero. Adicionalmente, si la velocidad local es mucho más grande que la velocidad de corriente libre, el coeficiente de presión se hace negativo. Para resumir estas conclusiones la tabla 11 es presentada:

Tabla 11: Valores típicos del coeficiente de presión

Ubicación	Velocidad	C_p
Punto de estancamiento	0	1,0
En el vehículo	Si V es menor que V_∞	De 0 a 1,0
En el vehículo	Si V es mayor que V_∞	Negativo

Fuente: Autores

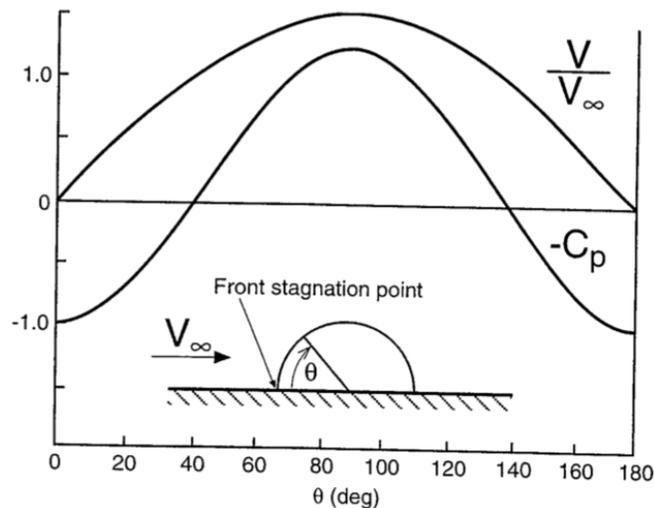
Otra propiedad interesante del coeficiente de presión puede ser vista reordenando la definición dada para el coeficiente de presión de la siguiente manera:

$$p = p_\infty + q_\infty C_p$$

Ecuación 67

Claramente, el valor del coeficiente de presión indica qué tanto p difiere de p_∞ en múltiplos de la presión dinámica. Esto es, si $C_p = 1$ (el valor en un punto de estancamiento en un flujo incompresible), entonces $p = p_\infty + q_\infty$, ó la presión local es una vez la presión dinámica por encima de la presión estática de la corriente libre. Si $C_p = -3$, entonces $p = p_\infty - 3q_\infty$, ó la presión local es tres veces la presión dinámica por debajo de la presión estática de la corriente libre.

Figura 126: Coeficientes de Velocidad y Presión Negativos sobre la Línea Central de Media Esfera en una Corriente Libre.

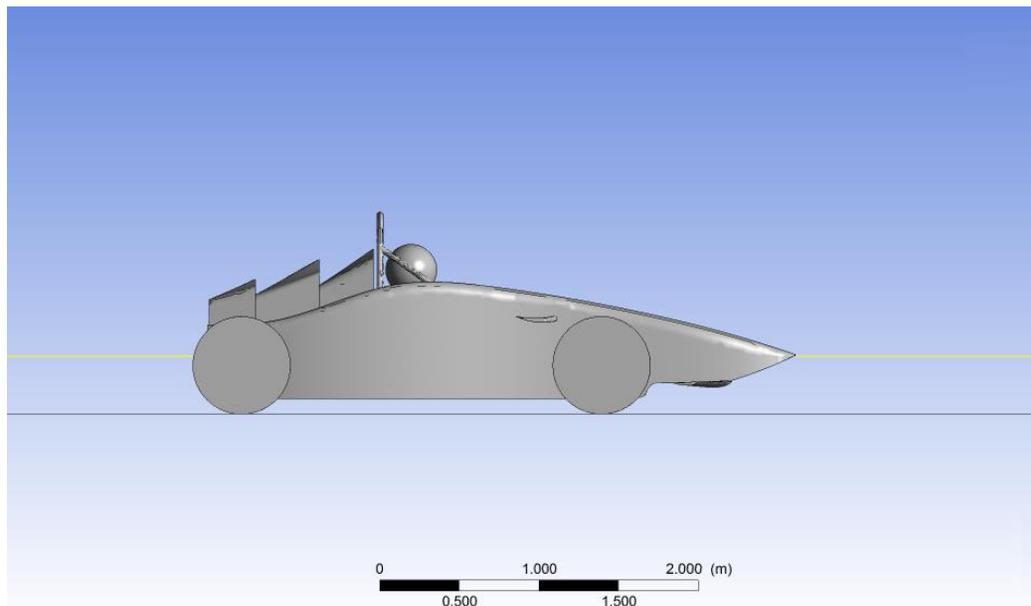


Fuente: KATZ, Joseph. *Race Car Aerodynamics: Designing for Speed*. 2º Edición. Cambridge: Bentley Publishers, 1995. p.41.

Para entender la distribución de presión sobre formas automovilísticas, se puede partir de un análisis de la distribución de presión sobre una geometría simple como lo es media esfera, como en el ejemplo propuesto por Katz¹⁷¹, en el que se analiza que cuando el flujo pasa sobre una superficie cóncava, la velocidad decrece y la presión incrementa (Como se aprecia en el frente de la media esfera en la figura 126). Por otro lado, cuando el flujo pasa alrededor de una superficie convexa, la velocidad incrementa y la presión decrece (Como se aprecia en la parte superior de la media esfera en la figura 126). En términos generales y según el ejemplo propuesto, se puede concluir que la velocidad aumenta a medida que aumenta la altura del cuerpo y similarmente la presión decrece de acuerdo a la ecuación de Bernoulli, es decir, las tendencias generales en la forma de la gráfica de velocidad y la gráfica invertida de la distribución de presión son las mismas.

Ahora bien, tomando como base las distribuciones de presión y velocidad sobre la superficie del vehículo en estudio, obtenidas a través del establecimiento de una línea superficial a lo largo del eje longitudinal del vehículo situado en el plano de simetría del mismo (Como se aprecia en la figura 127), se procede a realizar los análisis para cada una de las gráficas, de distribución de presión y velocidad contra la posición, respectivamente.

Figura 127: Línea Superficial sobre el Vehículo



Fuente: Autores

¹⁷¹ KATZ, Joseph. Race Car Aerodynamics: Designing for Speed. 2º Edición. Cambridge: Bentley Publishers, 1995. p.41.

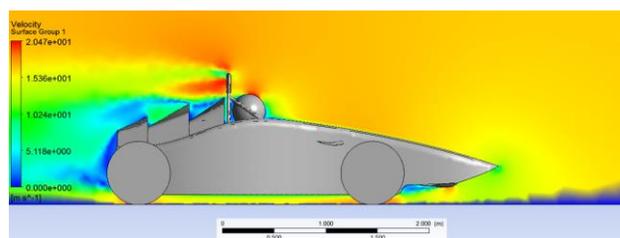
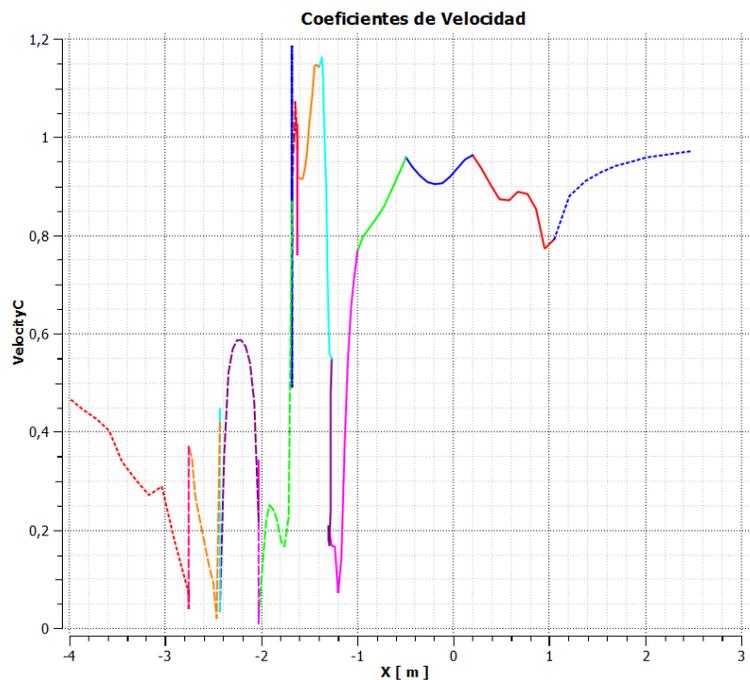
cual el valor del coeficiente de presión en ese punto es de 0,4. Siguiendo el mismo sentido y subiendo por la superficie delantera de la carrocería se evidencia una disminución progresiva en la presión, debida a la forma convexa de esta parte de la superficie, se esperaría que este decrecimiento en la presión continuara, pero hay un ligero incremento de la presión sobre la superficie que se encuentra arriba de la llanta delantera y del alerón lateral. Continuando sobre la superficie del vehículo, hay un incremento abrupto de la presión bastante cercano al punto de estancamiento, a medida que se avanza hacia la parte frontal del casco, debido en gran parte a la forma cóncava que se forma en conjunción entre el casco y la superficie de la carrocería. Luego, hay una reducción estrepitosa de la presión sobre el casco del piloto, obteniendo un valor cercano de coeficiente de presión de -3,5, seguida de ella hay un aumento en la presión entre el intervalo entre el casco y el tubo antivuelco, sin embargo dada la geometría del tubo antivuelco se evidencia nuevamente una disminución de la presión cercana a un coeficiente de presión de -0,4. Luego del tubo antivuelco, de manera abrupta aumenta la presión llegando a un punto de estancamiento sobre la entrada de la primera toma de aire del vehículo, seguida de una disminución de la presión a lo largo de la toma de aire hasta llegar a la entrada de la segunda toma de aire, en donde se evidencia un aumento de la presión hasta llegar a un punto de estancamiento, patrón que también se repite para la superficie de la segunda toma de aire y la entrada y la superficie de la tercera toma de aire, pero cuya disminución en la presión se hace paulatinamente más leve sobre las superficies de la toma de aire. Finalmente, a la salida de la tercera toma de aire se denota la existencia de otro punto de estancamiento y posteriormente la presión del perfil de velocidad saliendo del vehículo comienza a disminuir progresivamente.

A través de la observación de la figura 129, se denota como la forma del vehículo afecta la distribución de velocidad a lo largo de la línea central sobre la superficie del mismo. Al igual que para el caso de la distribución de presión, tanto la gráfica como la imagen están en congruencia en cuanto al comportamiento evidenciado. Se exalta que a través del análisis de la distribución de velocidades se logra ratificar el comportamiento de la distribución de presión, debido a la correlación existente entre ambas variables como se demuestra en la tabla 1.

Comenzando por el perfil de velocidad que ingresa de derecha a izquierda hacia el vehículo, se denota una disminución en la velocidad en la punta de la nariz del vehículo, debida a la proximidad con el punto de estancamiento situado en la superficie inferior de la nariz. Seguidamente hay un aumento en la velocidad, que va concorde al decrecimiento de la presión hallado a medida que se avanza por la superficie convexa delantera de la carrocería, seguidamente hay una pequeña disminución de la velocidad en la superficie que se encuentra arriba de la llanta delantera y el alerón lateral. Continuando con el avance sobre la superficie del vehículo hacia el casco del piloto, se denota una disminución abrupta de la velocidad en concordancia al punto de estancamiento identificado en la parte frontal del casco del piloto y también debido a la forma cóncava formada entre el

casco y la superficie de la carrocería. Se identifican los picos positivos de velocidad formados por la baja presión sobre el casco del piloto y el tubo antivuelco, y en medio de ellos un decrecimiento de la velocidad debido al intervalo existente. Ahora, en la zona de las tomas de aire, se evidencia la velocidad igual a cero debida a la existencia de los puntos de estancamiento a la entrada de las tomas de aire, y unos ligeros aumentos de velocidad a lo largo de las mismas hasta la siguiente entrada, donde nuevamente se encuentra un punto de estancamiento, patrón que aplica para las tres tomas de aire y que en el cual se exalta la disminución progresiva del aumento de la velocidad a lo largo de la superficie de las tomas de aire, hasta encontrarse nuevamente con el punto de estancamiento de la siguiente toma de aire. Finalmente, en la salida de la tercera toma de aire hay un punto de estancamiento, seguido de un aumento progresivo de la velocidad debido al perfil de velocidad que sale del vehículo.

Figura 129: Coeficientes de Velocidad del Vehículo



Fuente: Autores

La importancia de la distribución de presión, es que se puede usar esta información para ubicar entradas y salidas de refrigeración, asegurando que la presión a la salida sea menor que en la entrada. También, basándose en la distribución de presión, se pueden identificar áreas en el vehículo donde la presión decrece a lo largo de una línea de corriente. Esta condición es llamada distribución de presión favorable, una de esas áreas puede ser ubicada en la nariz del vehículo, en el casco del piloto o en los puntos de estancamiento de las tomas de aire. La distribución de presión opuesta, como la ubicada en la superficie cóncava formada por la carrocería cercana al casco y el casco del piloto, es llamada distribución de presión no favorable, dado que la presión incrementa a lo largo de una línea de flujo.

La razón por la cual se ha dedicado tanta explicación para términos como lo son la distribución de presión favorable y no favorable es debido a la gran influencia que estas distribuciones de presión tienen en la naturaleza del flujo. A manera de ejemplo, en un gradiente de presión favorable, el flujo se mantiene pegado a la superficie más tiempo. También, la capa límite en corrientes libres no perturbadas permanecerá laminar para distancias más largas a lo largo de la superficie del cuerpo. Todo esto se traduce en una menor fricción y menor resistencia de forma. Por otro lado, gradientes de presión no favorable empinados iniciarán separaciones de flujo y transición a capas límite turbulentas. Conociendo la velocidad local y la pendiente de la distribución de presión, se puede predecir el comportamiento de la capa límite, a través de herramientas computacionales, afirma Katz¹⁷². Por lo cual se deduce que en regiones de distribución de presión favorable como lo son la nariz del vehículo, el casco del piloto o los puntos de estancamiento de las tomas de aire se tienen unas zonas de capa límite laminar y de no desprendimiento del flujo, mientras que en regiones de distribución de presión no favorable, como la superficie cóncava formada por la carrocería cercana al casco y el casco del piloto, se iniciara el desprendimiento de flujo y la transición a una capa límite turbulenta.

8.2.4. Energía Cinética Turbulenta

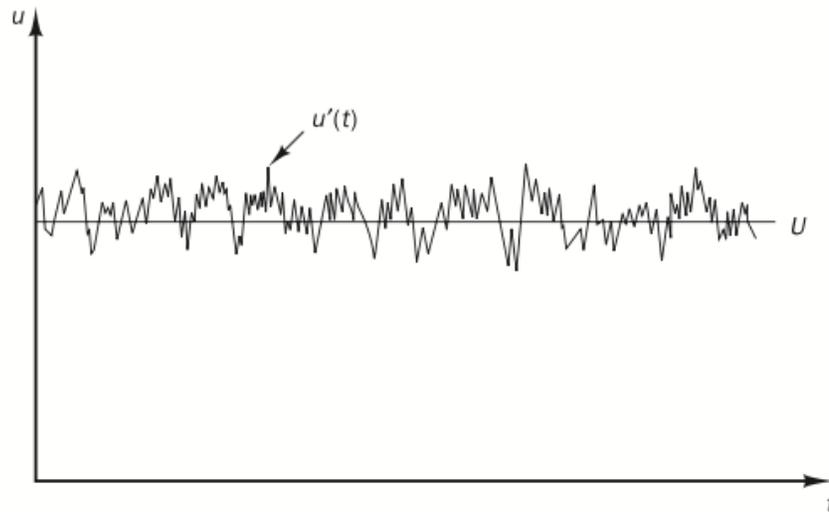
Para definir la turbulencia, se echa un breve vistazo de las características principales de los flujos turbulentos. Se sabe que el número Reynolds de un flujo brinda una medida de la importancia relativa de las fuerzas de inercia y las fuerzas viscosas. En experimentos de sistemas de fluidos, se observa que valores por debajo del llamado número de Reynolds crítico, el flujo es liso y las capas adyacentes del fluido se deslizan una con la otra en una tendencia ordenada. Si las condiciones de frontera no cambian con el tiempo, el flujo es estacionario. Este

¹⁷² KATZ, Joseph. Race Car Aerodynamics: Designing for Speed. 2^o Edición. Cambridge: Bentley Publishers, 1995. p.43.

régimen es conocido como flujo laminar. En valores de número Reynolds por encima del número Reynolds crítico, una compleja serie de eventos toma lugar, lo que eventualmente, conlleva a un cambio radical en el carácter del flujo. En este estado final, el comportamiento del flujo es aleatorio y caótico. El movimiento se vuelve intrínsecamente no estacionario, incluso con condiciones de frontera impuestas. La velocidad, y todas otras propiedades del flujo varían de una forma aleatoria y caótica. Este régimen es llamado flujo turbulento. Un punto típico de medición de la velocidad puede exhibir la forma mostrada en la figura 130.

Según Versteeg y Malalasekera¹⁷³ la naturaleza aleatoria de un flujo turbulento excluye una descripción económica del movimiento de todas las partículas del fluido. La descomposición de Reynolds define la velocidad del flujo u en este punto, como la suma de una componente estacionaria media U y una componente fluctuante que varía en el tiempo $u'(t)$, por consiguiente, $u(t) = U + u'(t)$. Un flujo turbulento puede ahora ser caracterizado en términos de los valores principales de las propiedades del flujo y algunas propiedades estadísticas de sus fluctuaciones.

Figura 130: Punto Típico de Medición de la Velocidad en un Flujo Turbulento



Fuente: VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.41.

La descripción más compacta de las características promedio de la componente fluctuante de una variable turbulenta del flujo se da en términos de sus

¹⁷³ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.40-41.

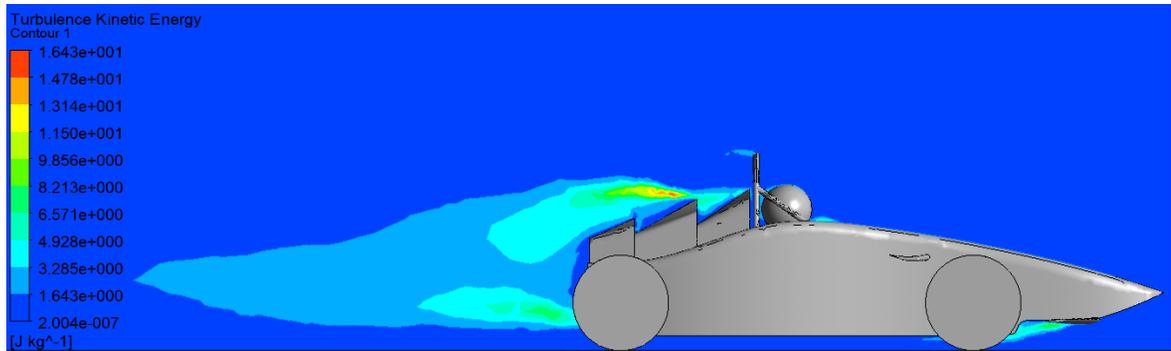
estadísticas, como lo argumenta Versteeg y Malalasekera¹⁷⁴. Los descriptores usados para indicar la propagación de las fluctuaciones u' alrededor del valor promedio U son la varianza y la media cuadrática.

- Un medio de las varianzas tiene una interpretación más profunda como la energía cinética promedio por unidad de masa contenida en las respectivas fluctuaciones de la velocidad.
- A través del conocimiento de la energía cinética turbulenta, es posible hallar la intensidad turbulenta, debido a su vinculación.
- Los valores de la media cuadrática de las componentes de la velocidad son de particular importancia dado que estos son generalmente más fácilmente medidos y expresan la magnitud promedio de las fluctuaciones de la velocidad.

En este orden de ideas se procede a analizar el comportamiento de la energía cinética turbulenta a través de la observación de los contornos de energía cinética turbulenta generados sobre el plano de simetría del vehículo, así como se presenta en la figura 131. En esta figura se puede apreciar que en la superficie subsiguiente a el alerón delantero y en su zona circundante se genera una pequeña estela de energía cinética turbulenta que tiene como origen el punto de desprendimiento del flujo detrás del alerón y se extiende por la superficie inferior de la carrocería hasta un poco después de la superficie que cubre la rueda delantera. En la superficie de la carrocería más próxima a la parte frontal del casco del piloto hay formación de una pequeña burbuja de energía cinética turbulenta; de igual manera, detrás del tubo antivuelco se genera una pequeña estela de energía cinética turbulenta. La estela más notoria y de mayor tamaño de la energía cinética turbulenta es formada a partir de la primera toma de aire del vehículo y de la parte trasera del vehículo por parte del flujo saliente de la superficie inferior de la carrocería; los focos de mayor concentración de energía cinética turbulenta se ubican de la siguiente manera, el primero de ellos, el cual es la zona de mayor concentración de energía cinética turbulenta, se ubica sobre la superficie superior de la segunda toma de aire del vehículo y su influencia perdura hasta un poco más allá de la superficie superior correspondiente a la tercera toma de aire; el segundo foco de concentración se genera en el punto en el cual inmediatamente el flujo por debajo del vehículo sale del mismo y se conjuga con el flujo de la parte trasera del vehículo. La influencia generada por la estela de mayor tamaño de energía cinética turbulenta se extiende hasta un poco menos de una longitud del vehículo en su parte trasera.

¹⁷⁴ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.49-50.

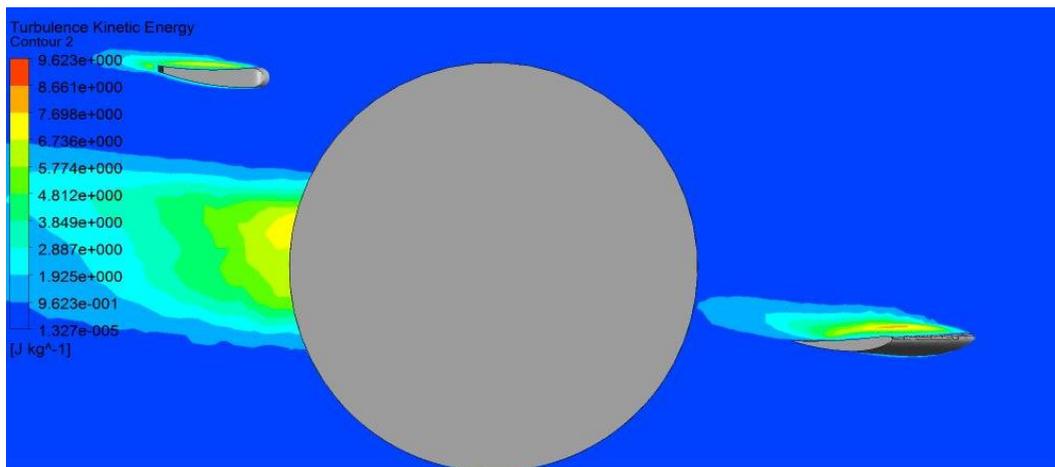
Figura 131. Comportamiento de la Energía Cinética Turbulenta en el Plano de Simetría sobre el Vehículo



Fuente: Autores

Posteriormente a obtener el comportamiento de la energía cinética turbulenta sobre el plano de simetría, se decide realizar un plano de corte sobre las superficies aerodinámicas, para observar el comportamiento de la energía cinética turbulenta sobre dichas superficies, así como se presenta en la figura 132. Se hace notoria la generación de una pequeña estela de energía cinética turbulenta para los extradós de ambas superficies aerodinámicas, y al igual que en el caso del vehículo completo, su área de influencia no sobrepasa una longitud de la respectiva cuerda del alerón que la genero.

Figura 132. Comportamiento de energía cinética turbulenta sobre las superficies aerodinámicas.



Fuente: Autores

De manera general, en las figuras anteriores se puede apreciar el comportamiento de los contornos de la energía cinética turbulenta, en donde se refleja que sobre la sección de las tomas de aire y superficies aerodinámicas hay generación de una estela, la cual corresponde netamente al comportamiento turbulento producido por el aumento de las fluctuaciones de la velocidad en el dominio, es decir, que las fluctuaciones de la velocidad son totalmente proporcionales a los flujos inducidos por remolinos turbulentos, los cuales provocan unos esfuerzos adicionales sobre el fluido, dando como resultado este tipo de comportamiento sobre un cuerpo.

8.2.5. Viscosidad de Remolino

Habiendo sido desarrollado el análisis del comportamiento de la energía cinética turbulenta, se decide obtener el comportamiento de viscosidad de remolino sobre el plano de simetría, así como se presenta en la figura 133.

De los modelos tabulados en la tabla 3, el mixing length model y el $k\varepsilon$ model son hasta el momento los modelos más ampliamente usados y validados, asegura Versteeg y Malalasekera¹⁷⁵ (Se ha de tener en cuenta que el modelo de turbulencia usado: $k\omega$ SST, se deriva en cierta medida del modelo $k\varepsilon$). Estos modelos están basados en la presunción de que allí existe una analogía entre la acción de los esfuerzos viscosos y los esfuerzos de Reynolds en el flujo medio. Ambos esfuerzos aparecen en el lado derecho de la ecuación de momentum, y en la ley de la viscosidad de Newton los esfuerzos viscosos son tomados como proporcionales a la tasa de deformación de los elementos del fluido. La evidencia experimental proveída por Versteeg y Malalasekera¹⁷⁶ muestra que la turbulencia decae hasta que hay corte en los flujos isoterms incomprensibles, además, los esfuerzos turbulentos tienden a incrementar a medida que la tasa de deformación media incrementa. Boussinesq propuso que los esfuerzos de Reynolds pueden ser proporcionales a las tasas medias de deformación.

La transferencia de momentum causada por remolinos viscosos es usualmente modelada con una viscosidad de remolino efectiva de una manera similar como en la transferencia de momentum causada por la fricción es modelada con una viscosidad molecular. La hipótesis de que el efecto de los remolinos turbulentos en el flujo pueden ser modelados en este, se refiere a menudo como la asunción de la viscosidad de remolino de Boussinesq y fue formulada por primera vez por

¹⁷⁵ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2^o Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.67.

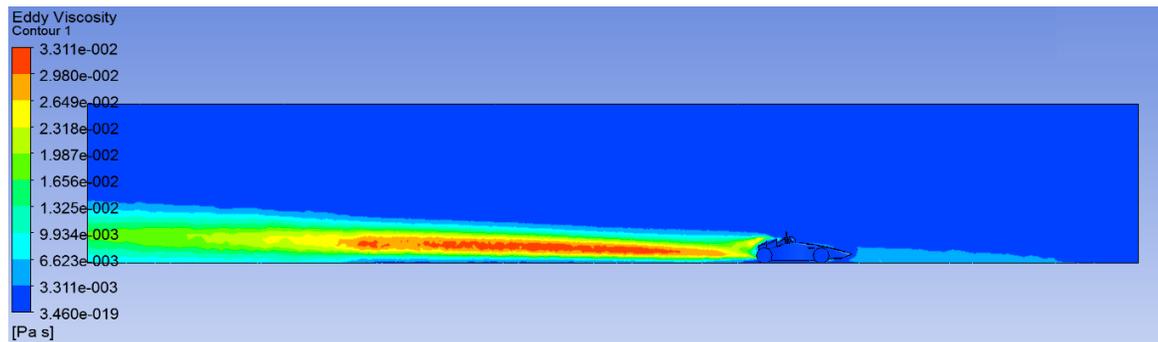
¹⁷⁶ *Ibíd.*, p.67.

Boussinesq en 1877. La viscosidad de remolino es comúnmente llamada también viscosidad turbulenta y esta es normalmente escrita como μ_t ¹⁷⁷.

En pocas palabras, la viscosidad de remolino o viscosidad turbulenta indica la proporcionalidad existente de la tasa de deformación de los elementos con respecto a los esfuerzos de Reynolds en el flujo medio, teniendo en cuenta que los esfuerzos turbulentos generan un incremento a medida que la tasa media de deformación aumenta.

En la figura 133 se aprecia la estela de viscosidad de remolino generada por detrás del vehículo, la cual genera una amplia influencia sobre todo en la distancia comprendida entre la parte trasera del vehículo y aproximadamente 6 distancias del vehículo por detrás de este, en dicha área sobre el plano de simetría se evidencia la mayor concentración de viscosidad turbulenta, sobre todo en la parte central de la estela. Se denota que el tamaño de la estela de viscosidad de remolino tiende a aumentar en tamaño conforme se aleja el vehículo, pero con la aclaración de que la viscosidad turbulenta a mayor distancia tiende a reducir su influencia sobre los elementos del flujo. Es interesante analizar la generación de la pequeña estela de viscosidad de remolino ubicada por delante del vehículo, sin embargo se denota que su influencia es muy pequeña y demasiado cercana a cero.

Figura 133. Visualización de los Contornos de Viscosidad de Remolino sobre el Plano de Simetría



Fuente: Autores

¹⁷⁷ CFD Online. Eddy Viscosity. {En línea}. {16 de Noviembre de 2016} disponible en: (http://www.cfd-online.com/Wiki/Eddy_viscosity).

8.3. VALIDACIÓN

Validación se define como el proceso de determinar el grado al cual un modelo es una representación exacta del mundo real desde la perspectiva de los usos previstos del modelo¹⁷⁸. Tal y como se afirma en la sección 4.7.3.5. del presente documento, la cual ahonda en el aspecto de la validación de los resultados obtenidos de la simulación CFD, se infiere que a pesar de que es sugerido validar los datos obtenidos computacionalmente con resultados de alta calidad obtenidos experimentalmente para el mismo problema en cuestión (siendo esto posible solo si la diferencia entre los valores computados y experimentales es lo suficientemente pequeña), de igual manera es bastante común validar los resultados a través del establecimiento de una cantidad objetivo con respecto a un parámetro de interés del flujo, el cual en el presente caso sería el coeficiente de arrastre.

Para llevar a cabo la validación de los resultados obtenidos en cuanto a los coeficientes de arrastre y sustentación se refiere, se hace uso del artículo de Nasir *et al*¹⁷⁹, en el cual se presentan los resultados obtenidos para la simulación CFD de un auto de competición híbrido bastante similar en ciertos aspectos al presente vehículo, el cual es el actual objeto de estudio de este trabajo. Adicionalmente, en este artículo se presenta un compendio de coeficientes de arrastre para diferentes tipos de vehículos, incluyendo los vehículos tipo formula, y cuya información será muy valiosa para realizar la validación de los resultados obtenidos para la simulación final.

El artículo desarrollado por Nasir *et al* tiene como fin el estudio de la aerodinámica del EMo-C car, midiendo el coeficiente de arrastre particularmente y observando el flujo de aire alrededor del cuerpo. Nasir *et al* obtuvieron el valor para el coeficiente de arrastre a través de dos métodos, el primero de ellos a través de la simulación del flujo de aire vía CFD, el segundo de ellos a través de la experimentación en un túnel de viento; por lo cual para el presente documento se hará énfasis en los resultados obtenidos vía CFD.

El vehículo de estudio de Nasir *et al*, el EMo-C car, fue un auto tipo formula híbrido con un tipo de mini auto urbano (El equipo FKM-UiTM decidió que la forma del auto debía ser cercana a la forma de un auto tipo formula, pero con las ruedas traseras dentro de la carrocería.), que fue construido por parte de ARTeC para competir en la competencia Perodua Eco Challenge del año 2011 (PEC 2011). El Perodua Eco Challenge es una competición que se basa en la mayor distancia

¹⁷⁸ VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson, 2007. p.293.

¹⁷⁹ NASIR, Rizal *et al*. Aerodynamics of ARTeC's PEC 2011 EMo-C Car. En: Procedia Engineering. Vol.; 41. (2012); p.1775-1780.

recorrida sobre una pista de carreras específica haciendo uso de una cantidad específica de combustible. Para la versión 2011 de la competencia se proveyó a los competidores solamente el motor y la transmisión, y se esperaba que cada equipo diseñara y construyera un auto monoplaza. Para el caso de la competencia Formula Sena Eco, la organización entregó a los equipos el respectivo kit del sistema motriz eléctrico para que de igual manera, se diseñara y se construyera un auto monoplaza. Por lo cual se trae a colación que dado a que ambas competencias tienen como pilar fundamental el aspecto ecológico, el rendimiento de los autos e incluso la aerodinámica de baja velocidad son aspectos tomados en cuenta debido a la naturaleza tan competitiva de los eventos.

Aparte de la similitud evidenciada para las competencias de ambos vehículos, el tamaño y la forma son parámetros en los cuales hay ciertas similitudes. El tamaño conceptual y forma del EMO-C car pasó de ser un auto tipo formula híbrido de gran tamaño (4 metros de longitud) a tener una longitud final de 3.1 metros, mientras que el vehículo eléctrico de la escudería DCM se encuentra en el mismo rango de diseño con 3,8 metros de longitud. En cuanto a la forma de ambos vehículos, en la figura 134 se presenta una vista isométrica del EMO-C car, que puede ser comparada con la figura 69, que corresponde al vehículo tipo fórmula de la escudería DCM, y salta a la vista que los autos son de manera general bastante similares, excepto por el alerón en el vehículo de la escudería DCM y por los guardabarros presentes en el EMO-C car.

Figura 134. Esquema Isométrico del EMO-C Car de ARTeC para el PEC 2011



Fuente: NASIR, Rizal et al. Aerodynamics of ARTeC's PEC 2011 EMO-C Car. En: Procedia Engineering. Vol.; 41. (2012); p.1775-1780.

El proceso de simulación para el EMO-C car se llevó a cabo en dos etapas: La primera etapa de simulación se realizó simulando solamente la carrocería del vehículo sin ruedas, la segunda etapa de simulación fue incluyendo las ruedas. En

la tabla 12 se pueden apreciar los valores obtenidos tanto para el coeficiente de arrastre, como para el coeficiente de sustentación.

Tabla 12. Resultados para los coeficientes aerodinámicos del EMO-C car

CFD Simulation Numerical Result		
Force Coefficients	Without Tyre	With Tyre
Drag Coefficient, C_D	0,312	0,42
Lift Coefficient, C_L	-0,053	0,339

Fuente: NASIR, Rizal et al. *Aerodynamics of ARTeC's PEC 2011 EMO-C Car*. En: *Procedia Engineering*. Vol.; 41. (2012); p.1775-1780.

De los resultados obtenidos se han de tener en cuenta los valores correspondientes para la segunda etapa de la simulación, la cual corresponde a la simulación realizada incluyendo los neumáticos; se denota que el coeficiente de arrastre obtenido es mayor que el de la simulación del auto sin ruedas, al igual que para el caso del coeficiente de sustentación, exaltando que en la simulación sin ruedas este llegó a ser negativo. El coeficiente de arrastre calculado para la segunda condición de simulación fue de 0,42 y el coeficiente de sustentación fue de 0,339. El aumento en el valor del coeficiente de arrastre muestra que las ruedas aumentan casi en una cuarta parte el valor del coeficiente de arrastre para el EMO-C car.

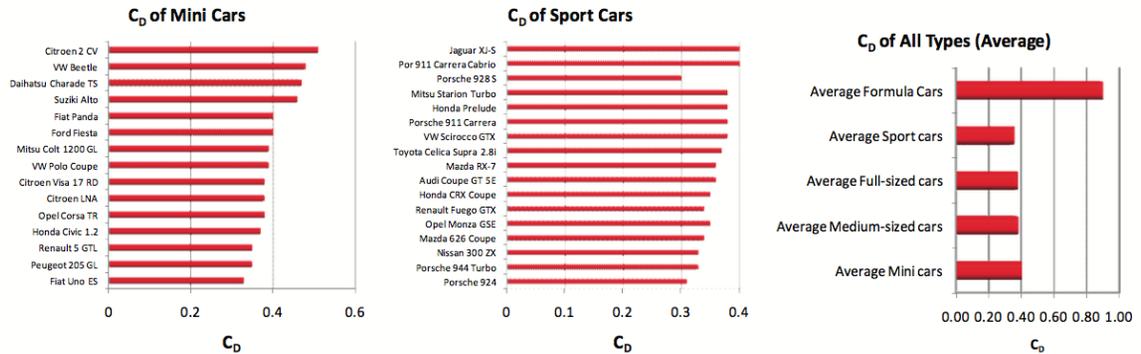
En la figura 135 se muestran los coeficientes de arrastre de varios mini autos, autos deportivos y un promedio para varios tipos de autos, cuyos datos fueron tomados de Mayfield¹⁸⁰, Kellar et al¹⁸¹ y Bienz et al¹⁸² por Nasir et al. Los valores en la figura 135 son de gran importancia dado que esta exhibe los rangos medios del coeficiente de arrastre para los distintos tipos de autos, estableciendo un valor medio de la cantidad objetivo con respecto a un parámetro de interés, que en este caso y para objeto del presente estudio es el coeficiente de arrastre.

¹⁸⁰ MAYFIELD, L.E.. Automotive Analyses Homepage. {En línea}. {16 de Noviembre de 2016} disponible en: (<http://www.mayfco.com/analyses.htm>)

¹⁸¹ KELLAR et al. Formula 1 Car Wheel Aerodynamics. En: *Sports Engineering*. Vol.; 2. (Nov.1999); p.203-212.

¹⁸² BIENZ C. et al. In Front of The Grid- CFD at SAUBER PETRONAS F1 Leading the Aerodynamic Development. En: *1st European Automotive CFD Conference (EACC)*. (Jun.2003).

Figura 135. Coeficientes de Arrastre para Mini Autos (Izquierda), Autos Deportivos (Centro) y Promedios para Diferentes Tipos de Autos (Derecha)



Fuente: NASIR, Rizal et al. Aerodynamics of ARTeC's PEC 2011 EMo-C Car. En: Procedia Engineering. Vol.; 41. (2012); p.1775-1780.

De la figura 135, se exalta que el mayor coeficiente de arrastre medio corresponde a los autos tipo fórmula, con un valor aproximado de 0,9; mientras que para los otros tipos de autos el coeficiente de arrastre medio si bien es cercano entre ellos, difiere en pequeñas cantidades. En este caso la cantidad objetivo del parámetro de interés será de 0,9 para el coeficiente de arrastre, dado que este provee el rango en el cual debe oscilar el valor del coeficiente de arrastre del auto tipo fórmula en estudio.

En la tabla 13 se pueden apreciar los valores obtenidos tanto para el coeficiente de arrastre, como para el coeficiente de sustentación de la simulación final llevada a cabo para el vehículo eléctrico tipo fórmula de la escudería DCM.

Tabla 13. Resultados para los coeficientes aerodinámicos del vehículo de la escudería DCM

Resultado de la Simulación de CFD Final	
Coeficiente de Arrastre, C_D	0,80646
Coeficiente de Sustentación, C_L	0,212812

Fuente: Autores

En la tabla 14 se presenta a manera de comparación los resultados obtenidos para los coeficientes de arrastre y sustentación del vehículo tipo fórmula de la escudería DCM, del EMo-C car y el valor medio del coeficiente de arrastre para vehículos tipo fórmula.

Tabla 14. Tabla Comparativa de los Resultados Obtenidos para el Auto Tipo Fórmula DCM, EMO-C car y Vehículos Tipo Fórmula Convencionales

Tabla Comparativa C_D y C_L			
<i>Vehículo</i>	Fórmula DCM	EMo-C Car	Fórmula Convencionales
<i>Coefficientes de Fuerza</i>			
Coeficiente de Arrastre, C_D	0,80646	0,42	0,90
Coeficiente de Sustentación, C_L	0,212812	0,339	-

Fuente: Autores

Teniendo en cuenta los resultados obtenidos en la simulación final del auto tipo fórmula de la escudería DCM y llevando a cabo la respectiva comparación a través de la tabla 14, se deduce que a pesar de que el valor del coeficiente de arrastre está muy por encima en relación con el EMO-C car, el valor del coeficiente de arrastre del vehículo tipo fórmula de la escudería DCM es muy cercano al valor del coeficiente de arrastre medio para los vehículos tipo fórmula convencionales y aun así está por debajo de este valor en una décima. En cuanto al coeficiente de sustentación obtenido para el vehículo fórmula DCM, este es mucho más bajo que el del EMO-C car.

9. CONCLUSIONES

- ✓ A partir de la generación de los contornos de presión las zonas de alta presión se encuentran ubicados en la nariz del vehículo, la parte frontal tanto del casco del piloto y del tubo antivuelco. Por otro lado, las zonas de baja presión se ubican en la parte posterior del tubo antivuelco y la unión entre las dos primeras tomas de aire.
- ✓ A partir de la generación del campo de velocidades se evidencia la existencia de una estela generada en la parte posterior del vehículo, comenzando por detrás del tubo antivuelco y de las tomas de aire. En la zona comprendida entre la parte trasera del vehículo hasta cinco longitudes por detrás de este, se aprecia la mayor caída de velocidad en la estela. Se identifica un decaimiento de la velocidad en la superficie inferior de la nariz del vehículo y en la parte frontal del casco. Adicional a esto, se hace notoria la influencia de la superficie superior del casco del piloto y el tubo antivuelco con respecto al aumento de la velocidad en las zonas circundantes. Finalmente, en la parte posterior del vehículo y sobre la superficie inferior de la carrocería, se da lugar a la generación de dos vórtices.
- ✓ A través de la distribución de presión obtenida sobre la superficie del vehículo, se identifican diversos puntos de estancamiento. El primer punto de estancamiento yace por debajo de la punta de la nariz del vehículo, el segundo se encuentra en el área entre la parte frontal del casco del piloto y la carrocería, y en la entrada de cada una de las tres tomas de aire yace un punto de estancamiento.
- ✓ Conociendo la velocidad local y la pendiente de la distribución de presión, se puede predecir el comportamiento de la capa límite. En regiones de distribución de presión favorable como lo son la nariz del vehículo, el casco del piloto o los puntos de estancamiento de las tomas de aire, son obtenidas unas zonas de capa límite laminar y de no desprendimiento del flujo, mientras que en regiones de distribución de presión no favorable, como la superficie cóncava formada por la carrocería cercana al casco y el casco del piloto, tendrán como resultado el desprendimiento de flujo y la transición a una capa límite turbulenta.
- ✓ La estela más notoria y de mayor tamaño de energía cinética turbulenta es formada a partir de la primera toma de aire del vehículo y de la parte trasera del vehículo por parte del flujo saliente de la superficie inferior de la carrocería. La zona de mayor concentración de energía cinética turbulenta, se ubica sobre la superficie superior de la segunda toma de aire del vehículo. En la superficie subsiguiente al alerón delantero y en su zona circundante se genera una pequeña estela de energía cinética turbulenta

que tiene como origen el punto de desprendimiento del flujo detrás del alerón.

- ✓ La estela de viscosidad de remolino generada por detrás del vehículo ejerce una amplia influencia hasta aproximadamente 6 distancias del vehículo por detrás de este, en dicha área se evidencia la mayor concentración de viscosidad turbulenta, sobre todo en la parte central de la estela.
- ✓ En la realización de un estudio aerodinámico para un vehículo, la determinación del coeficiente de arrastre es un factor muy importante a tener en cuenta para el desempeño del vehículo. Del coeficiente de arrastre de 0,80646 obtenido para el vehículo en estudio se deduce que es cercano al coeficiente de arrastre promedio de 0,9 para los autos tipo fórmula convencionales. La fuerza de arrastre para el vehículo a una velocidad promedio de competencia es de 111,78 N. No obstante, debido a la gran diferencia de velocidades entre los autos tipo fórmula convencionales y el vehículo de la escudería DCM es bastante arriesgado argumentar que corresponde este coeficiente a un coeficiente válido para la categoría de competición fórmula.
- ✓ El coeficiente de sustentación de 0,212812 es más bajo que el del vehículo híbrido EMO-C car, a pesar de que las geometrías de ambos vehículos son similares; por lo cual, se puede llegar a atribuir que esta reducción de sustentación es debida a la acción de los alerones generando carga aerodinámica. La fuerza de sustentación para el vehículo a una velocidad promedio de competencia es de 29,49 N.
- ✓ Con base en la magnitud de las fuerzas aerodinámicas obtenidas que actúan sobre el vehículo a una velocidad promedio de competencia, se determina el rendimiento aerodinámico del vehículo, sin embargo los valores para el C_d y el C_l pueden llegar a tener cierta inexactitud debida a la simplificación realizada en el mecanismo de sujeción de las ruedas a la carrocería del vehículo, dado a que los cilindros que reemplazaron las tijeras tienen un diámetro muy grande y por ende, generan un aumento en el área frontal del vehículo y en ese orden de ideas pueden llegar a tener influencia y afectación en los resultados obtenidos para los coeficientes de fuerza aerodinámica y en el comportamiento del flujo de aire en la zona circundante a las ruedas del vehículo.

10. RECOMENDACIONES

- ✓ Para la obtención de resultados más verídicos y en relación con lo concluido en el análisis de convergencia numérica, se recomienda llevar a cabo la simulación final con los mismos parámetros con la malla número 15, en lo posible con un clúster o en su defecto, con una máquina de mayor capacidad computacional.
- ✓ Teniendo como precedente las simulaciones realizadas por Banga *et al*, Klever y Parab *et al*, se recomienda llevar a cabo simulaciones por etapas, en las cuales se debe aumentar el orden de las ecuaciones para la discretización espacial después de un número determinado de iteraciones, con el propósito de asegurar la convergencia de la simulación hacia la solución final del problema, comenzando con la discretización espacial más básica para cada uno de los parámetros.
- ✓ Para futuras simulaciones del vehículo tipo fórmula de la escudería DCM, es recomendable no solo hacer el análisis de convergencia numérica para la veracidad de los resultados sino también tener en cuenta un análisis para el parámetro adimensional de Y^+ , dado que este permite saber con certeza el tamaño del primer elemento sobre la superficie.
- ✓ Un enmallado del dominio computacional generado con diversas características no es suficiente para garantizar una simulación exitosa en cualquier ámbito de CFD, por ello es recomendable realizar una serie de refinamientos con una variedad de parámetros en las diferentes áreas de interés, con el propósito de mejorar la predicción de resultados y a su vez permitir captar de una mejor manera los diversos fenómenos producidos y en adición, teniendo en cuenta el tamaño de la capa límite evidenciada sobre la superficie del vehículo, establecer la distancia y el número de capas de prismas correspondientes para captar de una manera fehaciente el fenómeno de capa límite sobre la superficie del vehículo.
- ✓ La determinación de los coeficientes de sustentación y arrastre son fundamentales para la aerodinámica del vehículo. Por ende, es recomendable realizar pruebas experimentales en el túnel de viento para validar los resultados obtenidos en la simulación o en su defecto, pruebas de pista con el vehículo real bajo la reglamentación SAE.
- ✓ De llegar a utilizar los cálculos de similaridad realizados para el modelo del vehículo tipo fórmula de la escudería DCM y teniendo en cuenta la restricción de velocidad y de tamaño de la sección de pruebas del túnel de viento evidenciadas en estos cálculos, se recomienda hacer uso de los factores de conversión de fuerzas a diferentes velocidades recomendados

por Willem Toet, aerodinamista del Sauber F1 Team, con el fin de trasladar las fuerzas ejercidas sobre el modelo a las fuerzas reales ejercidas sobre el vehículo a diferentes velocidades sin tener que realizar pruebas experimentales en un túnel de viento de mayor capacidad en cuanto a su velocidad y sección de pruebas.

- ✓ Es bastante recomendable, de llegar a realizarse otra validación de los parámetros aerodinámicos obtenidos del vehículo en estudio, realizar una validación de dichos resultados en una categoría en la cual el auto tenga cabida de acuerdo a su performance y características.
- ✓ La variedad de geometrías simples y complejas son un tópico muy importante a tener en cuenta en las diferentes simulaciones CFD. En algunos casos hay geometrías modeladas en diversas piezas y se constituyen a través de los respectivos ensambles entre las mismas; sin embargo, al momento de realizar la sustracción booleana del cuerpo para el modelamiento del volumen de control, tiende a generarse una serie de problemas en el software ANSYS debido a que en este no es posible sustraer un cuerpo constituido por ensambles. Por ello es recomendable generar una geometría de un solo conjunto o pieza a la hora de realizar la sustracción booleana en ANSYS, permitiendo de esta manera aminorar las complicaciones de sustracción o llevar a cabo la determinación del volumen de control y la respectiva sustracción en un software de CAD en el cual haya sido modelado el cuerpo.
- ✓ La importancia de la distribución de presión obtenida sobre la superficie del vehículo, radica en usar esta información para ubicar entradas y salidas de refrigeración, asegurando que la presión a la salida sea menor que en la entrada. Según las distribuciones de presión favorables evidenciadas en las tomas de aire, es recomendable realizar diferentes simulaciones en esta área del vehículo, incluyendo las geometrías internas, como lo son las baterías, los controladores y demás elementos que intervengan con la refrigeración del sistema motriz a manera de validación del cumplimiento de su función.
- ✓ Con base en el artículo de Parab *et al*, en donde se añadió un difusor en la parte trasera del vehículo con el fin de mejorar las características de arrastre/carga aerodinámica; se recomienda la realización de un estudio para la implementación de un difusor trasero en el vehículo tipo fórmula de la escudería DCM, debido a que dicho difusor ha demostrado tener la capacidad de reducir el área de la estela creada detrás del vehículo, disminuyendo así el coeficiente de sustentación. Se debe tener en cuenta que al implementar el difusor se puede llegar a generar un aumento en el coeficiente de arrastre, tal y como se demuestra en los resultados obtenidos en dicho artículo.

11. BIBLIOGRAFÍA

AGARWAL, Ramesh. Sustainable Ground Transportation – Review of Technologies, Challenges and Opportunities. Department of Mechanical Engineering & Materials Science, Washington University in St. Louis, MO 63130, USA. 1061-1078p.

AIAA. Guide for the Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations, AIAA Guide G-077-1998. 1998. 19p.

ANDERSON, John. Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications. New York: McGraw-Hill. 1995. 547p.

ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3º Edición. New York: McGraw-Hill. 2001. 892p.

ANSYS, Inc. ANSYS Fluent User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg, 2015. 2620p.

ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent Meshing User's Guide. Versión 16.1. Canonsburg. 2015. 356p.

ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent: Choosing the Pressure-Velocity Coupling Method. [En línea] [24 de Septiembre de 2016] Disponible en: <<https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent6/html/ug/node1021.htm>>

ANSYS, Inc.. ANSYS Fluent: Pressure-Velocity Coupling. [En línea] [24 de Septiembre de 2016] Disponible en: <<https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent6/html/ug/node998.htm#sec-pbcs>>

ANSYS, Inc.. ANSYS ICEM CFD User's Manual. Versión 16.1. Canonsburg. 2015. 70p.

ANSYS, Inc.. Global Mesh Controls – Introduction to ANSYS Meshing. 16º Versión. 2015. 25p.

ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Setting Up Physics. 17^o Version. 2016. 53p.

ANSYS, Inc.. Introduction to ANSYS Fluent: Turbulence. 17^o Version. 2016. 50p.

ANSYS, Inc.. Introduction to the ANSYS Meshing Application. 12^o Version. 2009. 43p.

ANSYS, Inc.. Meshing Methods. [En línea] [1 de Octubre de 2016] Disponible en:
<<http://resource.ansys.com/Products/Workflow+Technology/ANSYS+Workbench+Platform/ANSYS+Meshing/Features/Meshing+Methods:+Tetrahedral>>

ANSYS, Inc.. Modeling Turbulent Flows. [En línea] [23 de Septiembre de 2016] Disponible en:
<http://www.southampton.ac.uk/~nwb/lectures/GoodPracticeCFD/Articles/Turbulence_Notes_Fluent-v6.3.06.pdf>

ANSYS, Inc: KEATING, Mark (Eds). Accelerating CFD Solutions. En: ANSYS Advantage. Vol.; 5. 2011. 49p.

ARBELÁEZ, Daniel y LÓPEZ, Omar. Comparación de Diferentes Modelos de Turbulencia en Aplicaciones Aerodinámicas. En: VIII Congreso Colombiano de Métodos Numéricos: Simulación en Ciencias y Aplicaciones Industriales. Vol.; 8CCMN. 2011. 1-2p.

BANGA, Saurabh et al. CFD Simulation of Flow around External Vehicle: Ahmed Body. En: IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering. Vol.; 12. No 4-III. 2015. 87-94p.

BIENZ C. et al. In Front of the Grid- CFD at SAUBER PETRONAS F1 Leading the Aerodynamic Development. En: 1st European Automotive CFD Conference EACC. Jun.2003. 51-60p.

BLANCO, David et al. Predicción del Comportamiento Aerodinámico de un Vehículo Comercial Bajo un Ciclo Estándar de Conducción Urbano por medio de Dinámica de Fluidos Computacional. En: CIMM 2015. 2015. 1-4p.

CASCOS COMPETICIÓN. Cascos Homologados F.I.A. RRS. [En línea] [26 de Septiembre de 2016] Disponible en: <<http://www.cascoscompeticion.com/cascos-rrs-homologados-fia.html>>

CASTRO et al. Computational Prediction of a Vehicle Aerodynamics using Detached Eddy Simulation. En: SAE Int. J. Passeng. Cars-Mech. Vol.; 6. 2013. 414-423p.

CFD Online. Eddy Viscosity. [En línea] [16 de Noviembre de 2016] Disponible en: <http://www.cfd-online.com/Wiki/Eddy_viscosity>

COLEMAN, H.W. y STERN, F.. Uncertainties and CFD Code Validation, F Fluids Eng., Trans. ASME, Vol.199. 1997. 795-803p.

ERCOFTAC: CASEY, M. y WINTERGERSTE. T. (Eds). Best Practice Guidelines, Version 1.0, ERCOFTAC Special Interest Group on Quality and Trust Industrial CFD. 2000. 92p.

ICONTEC. Compendio. Tesis y Otros Trabajos de Grado. Quinta Actualización. Bogotá D.C. Instituto Colombiano de Normas Técnicas y Certificación. 2008. 110p.

ISSA, R.I.. Solution of the Implicitly Discretised Fluid Flow Equations by Operator-Splitting, F. Comput. Phys., Vol 62. 1982. 40-65p.

KATZ, Joseph. Race Car Aerodynamics: Designing for Speed. 2º Edición. Cambridge: Bentley Publishers. 1995. 1-3.p

KELLAR et al. Formula 1 Car Wheel Aerodynamics. En: Sports Engineering. Vol.; 2. 1999. 203-212p.

KLEVER, Andreas. Simulation of Airflow Around an OPEL ASTRA Vehicle with FLUENT. En: Journal Articles by Fluent Software Users. Vol.; JA132. 2001.1-6p.

LANFRIT, Marco. Best Practice Guidelines for Handling Automotive External Aerodynamics with FLUENT. Versión 1.2. Darmstadt: Fluent Deutschland GmbH. 2005. 1-14p.

MAYFIELD, L.E.. Automotive Analyses Homepage. [En línea] [16 de Noviembre de 2016] Disponible en: <<http://www.mayfco.com/analyses.htm>>

MCBEATH, Simon. Aerodinámica del Automóvil de Competición. Barcelona: CEAC. 2005. 248p.

NASIR, Rizal et al. Aerodynamics of ARTeC's PEC 2011 EMO-C Car. En: Procedia Engineering. Vol.; 41. 2012. 1775-1780p.

OBERKAMPF, W.L. y TRUCANO, T.G.. Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics, Prog. Aerosp. Sci., Vol 38. 2002. 272p.

PARAB, Akshay et al. Aerodynamic Analysis of a Car Model using Fluent - ANSYS 14.5. En: International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering (IJRMEE). Vol.; 1. 2014. 13p.

PATANCAR, S.V.. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. New York: Hemisphere Publishing Corporation, Taylor & Francis Group. 1980. 204p.

REYES, Jose. Diseño Industrial Y Producción De La Carrocería Del Vehículo Eléctrico Para La Escudería Dcm En La Competencia Formula Sena Eco 2013. Trabajo de Grado. Ingeniería Aeronáutica. Bogotá D.C.: Fundación Universitaria Los Libertadores. Facultad de Ingeniería. 2015. 109p.

ROACHE, P. Quantification of Uncertainty in Computational Fluid Dynamics, Ann. Rev. Fluid Mech., Vol 29. 1997. 160p.

ROACHE, P. Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations. Albuquerque: Hermosa. 1998. 446p.

RODRÍGUEZ, Yuly y ROJAS, Lizeth. Validación aerodinámica, análisis computacional y experimental del diseño de un carro eléctrico tipo fórmula, y fabricación de alerón delantero para la escudería DCM competencia SENA eco

2013. Trabajo de Grado. Ingeniería Aeronáutica. Bogotá D.C.: Fundación Universitaria Los Libertadores. Facultad de Ingeniería. 2014. 299p.

SERVICIO NACIONAL DE APRENDIZAJE SENA. Reglamento Técnico Formula Sena Eco 2012-2013. [En línea] [23 de Septiembre de 2016] Disponible en: <[http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20\(2\).pdf](http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20(2).pdf)>

SILVA, Carlos. Evaluación de un Modelo Simplificado de Hélice para Simulaciones Numéricas con ANSYS Fluent. [En línea] [23 de Septiembre de 2016] Disponible en: <<http://biblioteca.usbbog.edu.co:8080/Biblioteca/BDigital/138645.pdf>>

TOET, Willem. How Wind Tunnels Work - F1 explained - Sauber F1 Team. [En línea] [22 de Septiembre de 2016] Disponible en: <http://www.sauberf1team.com/fileadmin/user_upload/redactors/documents/pdf/WindTunnel.pdf>

VAN DOORMAAL, J.P. y RAITHBY, G.D.. Enhancements of the SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid Flows, Number. Heat Transfer, Vol 7. 1984. 147-163p.

VERSTEEG, H.K. y MALALASEKERA, W.. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2º Edición. Harlow: Pearson. 2007. 503p.

ANEXOS

Anexo A. CÁLCULOS DE SIMILARIDAD

Basándose en el análisis dimensional desarrollado en el teorema π de Buckingham, expuesto por Anderson¹⁸³, se evidencia que a través de este se pueden obtener números adimensionales a partir de un conjunto de variables asociadas a un problema en particular, para este caso, se evalúa un problema de flujo externo sobre un cuerpo de determinada forma a cierto ángulo de ataque, del cual se quiere obtener la resultante aerodinámica R' . El resultado obtenido por el análisis dimensional es la determinación de tres parámetros adimensionales fundamentales, los cuales son, el coeficiente de la fuerza aerodinámica resultante (C_R), el número Mach (M) y el número Reynolds (Re), lo cual en si mismo infiere un resultado muy importante, debido a que la fuerza aerodinámica resultante R' puede ser expresada en términos de un coeficiente de fuerza adimensional, y a su vez, este coeficiente es una función de solamente el número Reynolds y el número Mach, los cuales gobiernan el flujo y son llamados parámetros de similitud.

Ahora bien, se toma como base la similitud de flujo expuesta por Anderson¹⁸⁴, en la cual se consideran dos campos de flujo sobre dos cuerpos diferentes.

Por definición, flujos diferentes son dinámicamente similares si:

- Los patrones de líneas de corriente son geoméricamente similares.
- Las distribuciones de V/V_∞ , p/p_∞ , T/T_∞ , etc., a lo largo del campo de flujo son las mismas cuando se grafican contra coordenadas comunes no dimensionales.
- Los coeficientes de fuerza son los mismos.

En realidad, el tercer ítem es consecuencia del segundo; dado que si la presión adimensional y la distribución de esfuerzos cortantes sobre diferentes cuerpos es la misma, los coeficientes de fuerza adimensionales serán los mismos.

¹⁸³ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3ª Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p. 30-35.

¹⁸⁴ *Ibíd.*, p. 36-39.

¿Cuál es el criterio para asegurar que dos flujos son dinámicamente similares? La respuesta se encuentra en el análisis dimensional llevado a cabo a través del teorema π de Buckingham. Dos flujos serán dinámicamente similares si:

- Los cuerpos y cualquier otra frontera sólida son geoméricamente similares para ambos flujos.
- Los parámetros de similaridad son los mismos para ambos flujos.

Hasta ahora, se ha enfatizado en dos parámetros, el número Reynolds y el número Mach. Para muchas aplicaciones aerodinámicas, estos son los parámetros de similaridad dominantes. Por lo tanto, se puede decir que los flujos sobre cuerpos geoméricamente similares al mismo número Mach y al mismo número Reynolds, son dinámicamente similares y por lo tanto los coeficientes de sustentación, de arrastre y de momento serán idénticos para los cuerpos. Este es un punto clave en la validez de las pruebas en un túnel de viento. Sin embargo, hay que tener en cuenta que hay otros parámetros de similaridad que pueden influenciar el flujo.

Para llevar a cabo los cálculos de similaridad del vehículo en estudio se parte del hecho que la longitud característica del vehículo es de 2,25m, la cual corresponde a la distancia entre ejes. El día de la competencia el auto compitió a una temperatura de 22°C, esto es 295,15K y a una presión atmosférica de 75.313Pa, la cual corresponde a la presión atmosférica promedio de Tocancipá.

En primera instancia se necesita hallar la densidad del aire, para lo cual se hace uso de la ecuación de los gases ideales:

$$pV = nRT \quad \text{Ecuación 68}$$

En donde:

p = Presión

V = Volumen

n = Número de moles

R = Constante de los gases

T = Temperatura

Ahora bien, dado que el número de moles de una sustancia, se calcula como la masa de esa sustancia dividida entre la masa molecular (si es una molécula) o atómica de dicha sustancia. Por lo cual se tiene:

$$pV = \frac{mRT}{M} \quad \text{Ecuación 69}$$

Se divide el volumen a ambos lados de la ecuación, obteniendo:

$$p = \frac{mRT}{VM} \quad \text{Ecuación 70}$$

Se sabe que $\rho = m/V$, por lo cual se reemplaza en la ecuación:

$$p = \frac{\rho RT}{M} \quad \text{Ecuación 71}$$

La ecuación anterior, relaciona la presión del gas con su densidad, la constante R de los gases, la temperatura y la masa molecular de dicho gas. Por otra parte, la constante R es la constante universal de los gases, pero si esta se divide entre la masa molecular del gas, se obtiene la constante para dicho gas, en este caso el aire, el cual está compuesto de diferentes gases. Así ($R/M = R^*$). Por lo cual se obtiene la siguiente ecuación:

$$\rho = \frac{p}{R^*T} \quad \text{Ecuación 72}$$

De la cual se deduce que cuanto mayor sea la temperatura de un gas, menor es su densidad. Esta ecuación final se denomina como la ecuación de estado del aire seco. En este punto es posible hallar la densidad del aire seco para las condiciones en las cuales se realizó la competencia.

$$\rho = \frac{75.313 \text{ Pa}}{(287 \text{ J/Kg.K})(295,15 \text{ K})}$$

$$\rho = 0,88908905 \text{ Kg/m}^3$$

Ecuación 73

Se hace uso de la ley de Sutherland, cuya ecuación relaciona la viscosidad dinámica y la temperatura absoluta. La ley de Sutherland es expresada así:

$$\mu = \mu_{ref} \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^{3/2} \frac{T_{ref} + S'}{T + S'}$$

Ecuación 74

En donde:

T_{ref} = Temperatura de referencia

μ_{ref} = Viscosidad a la temperatura de referencia

S' = Temperatura de Sutherland

Se procede a hallar la viscosidad dinámica con la ley de Sutherland:

$$\mu = 1,7894 \times 10^{-5} \text{ Kg/m.s} \left(\frac{295,15 \text{ K}}{288,16 \text{ K}} \right)^{3/2} \frac{288,16 \text{ K} + 110,4 \text{ K}}{295,15 \text{ K} + 110,4 \text{ K}}$$

Ecuación 75

$$\mu = 1,82 \times 10^{-5} \text{ Kg/m.s}$$

Habiendo obtenido tanto la densidad, como la viscosidad dinámica, es posible hallar el número Reynolds, el cual se determina de la siguiente manera:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu}$$

Ecuación 76

Se procede a hallar el número Reynolds al cual el vehículo compite, teniendo en cuenta que la velocidad promedio del vehículo es de 16,6667m/s.

$$Re = \frac{(0,88908905 \text{ Kg/m}^3)(16,6667 \text{ m/s})(2,25 \text{ m})}{1,82 \times 10^{-5} \text{ Kg/m.s}}$$

Ecuación 77

$$Re = 3,09 \times 10^6$$

Se sabe que el número Reynolds es uno de los dos parámetros de similaridad, por ello:

$$Re = Re_t$$

Ecuación 78

El numero Reynolds real ha de ser el mismo en las pruebas en el túnel de viento subsónico.

Se sabe que el túnel de viento subsónico, ubicado en Bogotá D.C., tiene una velocidad máxima de 35m/s. Y también, se sabe que el mismo se encuentra a una presión de 75313Pa, la cual es la presión promedio de Bogotá, y a una temperatura de 16°C, esto es 289,15K. Teniendo estos datos, y sabiendo que el número de Reynolds ha de ser el mismo para ambos casos, se puede determinar la densidad y la viscosidad dinámica del túnel subsónico:

$$\rho_t = \frac{p}{R^*T} = \frac{75.313 \text{ Pa}}{(287 \text{ J/Kg.K})(289,15 \text{ K})} = 0,90753807 \text{ Kg/m}^3$$

Ecuación 79

$$\mu_{tr} = \mu_{ref} \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^{3/2} \frac{T_{ref} + S'}{T + S'} = 1,7894 \times$$

Ecuación 80

$$10^{-5} \text{ Kg/m.s} \left(\frac{289,15 \text{ K}}{288,16 \text{ K}} \right)^{3/2} \frac{288,16 \text{ K} + 110,4 \text{ K}}{289,15 \text{ K} + 110,4 \text{ K}} = 1,79 \times 10^{-5} \text{ Kg/m.s}$$

Al igualar ambos números Reynolds, tanto el del vehículo en competencia, como el del túnel de viento subsónico, es posible determinar la longitud característica que ha de tener el modelo del vehículo.

$$Re = Re_t \rightarrow \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{\rho_t V_t l_t}{\mu_t} \rightarrow \frac{\rho V l \mu_t}{\mu \rho_t V_t} = l_t \quad \text{Ecuación 81}$$

De la expresión obtenida se calcula la longitud característica:

$$l_t = \frac{(0,88908905 \text{Kg/m}^3)(16,6667 \text{m/s})(2,25 \text{ m})(1,79 \times 10^{-5} \text{Kg/m.s})}{(1,82 \times 10^{-5} \text{Kg/m.s})(0,90753807 \text{Kg/m}^3)(35 \text{m/s})} \quad \text{Ecuación 82}$$

$$l_t = 1,03309054 \text{ m}$$

Se obtiene que la longitud característica del modelo tendría que ser de 1,03309054m, lo cual es una medida realmente grande para la sección de pruebas del túnel de viento subsónico, el cual tiene una sección transversal de 0,42mx0,60m y una longitud de 1,5m. Por lo cual se decide recalcularse esta, haciendo uso de los parámetros de similitud para una velocidad más baja del vehículo real y también de la capacidad máxima del túnel de viento subsónico. Se pretende determinar qué velocidad del auto puede ser evaluada en un modelo a escala del vehículo en la sección de pruebas del túnel de viento subsónico, teniendo en cuenta estas limitaciones.

Con una velocidad de 2,1m/s del vehículo real se determina un segundo número Reynolds para el vehículo real:

$$Re_r = \frac{(0,88908905 \text{ Kg/m}^3)(2,1 \text{ m/s})(2,25 \text{ m})}{1,82 \times 10^{-5} \text{ Kg/m.s}} = 2,3 \times 10^6 \quad \text{Ecuación 83}$$

Con el cual, como parámetro de similitud, se iguala con el número Reynolds correspondiente al túnel de viento subsónico.

$$Re_r = Re_t \quad \text{Ecuación 84}$$

Lo que conlleva a que conservando los parámetros del túnel de viento, entre ellos su velocidad máxima, se buscare determinar la longitud característica del modelo del vehículo para la velocidad del vehículo real, que ahora es una velocidad de 2,1m/s.

$$Re_r = Re_t \rightarrow \frac{\rho V_r l}{\mu} = \frac{\rho_t V_t l_t}{\mu_t} \rightarrow \frac{\rho V_r l \mu_t}{\mu \rho_t V_t} = l_t \quad \text{Ecuación 85}$$

$$l_{t2} = \frac{(0,88908905 \text{Kg/m}^3)(2,1 \text{m/s})(2,25 \text{m})(1,79 \times 10^{-5} \text{Kg/m.s})}{(1,82 \times 10^{-5} \text{Kg/m.s})(0,90753807 \text{Kg/m}^3)(35 \text{m/s})}$$

Ecuación 86

$$l_{t2} = 0,13016915 \text{ m}$$

Se obtiene que para un modelo a escala 1:17,2852019 del vehículo real sometido a una velocidad de 35 m/s, se equipara a un análisis realizado al vehículo en tamaño real a una velocidad de 2,1 m/s, esto es 7,56 Km/H.

Se sabe que el segundo parámetro de similaridad es el número Mach, el cual se expresa de la siguiente manera:

$$M = \frac{V}{a}$$

Ecuación 87

En donde:

V = Velocidad del objeto

a = Velocidad del sonido

A su vez, la velocidad del sonido se expresa como:

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$

Ecuación 88

En donde:

γ = Razón de calor específico

R = Constante del gas

T = Temperatura del gas

Para este caso se quiere determinar la velocidad del sonido para las condiciones del aire tanto en el caso del vehículo real, como para el modelo del vehículo en el túnel de viento subsónico, por lo cual se tiene:

$$a_r = \sqrt{(1,4)(287 \text{J/Kg.K})(295,15 \text{K})} = 340,852563 \text{ m/s}$$

Ecuación 89

$$a_t = \sqrt{(1,4)(287 \text{J/Kg.K})(289,15 \text{K})} = 344,370832 \text{ m/s}$$

Habiendo obtenido las velocidades del sonido para ambos casos, se procede a hallar el número Mach para cada uno de ellos:

$$M_r = \frac{2,1 \text{m/s}}{340,852563 \text{ m/s}} = 6,16 \times 10^{-3}$$

Ecuación 90

$$M_t = \frac{35 \text{ m/s}}{344,370832 \text{ m/s}} = 1,02 \times 10^{-1}$$

Ecuación 91

Si bien se denota que los números Mach no son los mismos y según lo enunciado por Anderson¹⁸⁵, cuando se trabaja con un Mach menor a 0,3 el flujo puede ser considerado como incompresible, se puede asumir este parámetro de similitud idéntico entre ambas, a pesar de que no es muy verídico en términos de similitud.

¹⁸⁵ ANDERSON, John. Fundamentals of Aerodynamics: Fundamental Principles. 3^o Edición. New York: McGraw-Hill, 2001. p. 482-485.

Anexo B. INTRODUCCIÓN A LA SIMULACIÓN CFD A TRAVÉS DE UNA GEOMETRÍA SIMPLE

Inicialmente se deben hacer una serie de consideraciones que deben ser tomadas en cuenta antes de empezar a realizar simulaciones de dinámica de fluidos computacional, las cuales podrían resumirse en los siguientes aspectos:

- ✓ Tipo de geometría
- ✓ Dominio computacional
- ✓ ¿Qué es CFD?
- ✓ ¿Cómo funciona CFD?
- ✓ Limpiezas y simplificaciones
- ✓ Tipos de mallas computacionales
- ✓ Refinamiento de la malla computacional
- ✓ Calidad de la malla computacional
- ✓ Convergencia numérica
- ✓ Solucionador
- ✓ Modelo del fluido
- ✓ Tipo de material
- ✓ Condiciones de frontera
- ✓ Métodos de solución
- ✓ Monitoreo
- ✓ Convergencia
- ✓ Interpretación de resultados

Además de estos aspectos básicos sobre simulación, se deben tener en cuenta los alcances, restricciones y limitaciones computacionales a las cuales se puede encontrar sujeta la simulación. Es totalmente recomendable realizar simulaciones de bajo nivel y con geometrías muy simples.

En esta ocasión se presentará una simulación CFD para una geometría muy simple como lo es una esfera, en la cual se explicará el correspondiente procedimiento para llevar a cabo la simulación de este cuerpo. El proceso para realizar esta simulación se encuentra generado de la siguiente manera:

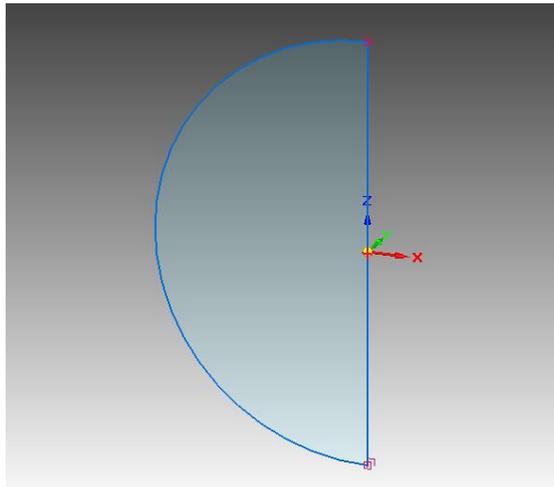
- ✓ Modelamiento CAD del cuerpo al cual se desea realizar la simulación
- ✓ Simplificación de la geometría
- ✓ Importación de la geometría a ANSYS
- ✓ Creación y generación del dominio computacional
- ✓ Generación de la malla computacional
- ✓ Refinamiento
- ✓ Definición de las respectivas condiciones de frontera
- ✓ Aspectos de simulación

✓ Resultados

Modelamiento CAD

Inicialmente se modela el modelo CAD (Computer Aided Design) del cuerpo al cual se le desea hacer la simulación CFD. Para este caso se desea saber el comportamiento del fluido que actúa sobre una esfera, la cual fue modelada en Solid Edge ST8, licencia académica de la Fundación Universitaria Los Libertadores. Como primer paso se realizó una línea y un arco que uniera ambos extremos, la cual puede ser hecha según el criterio del usuario, así como se presenta en la figura 136.

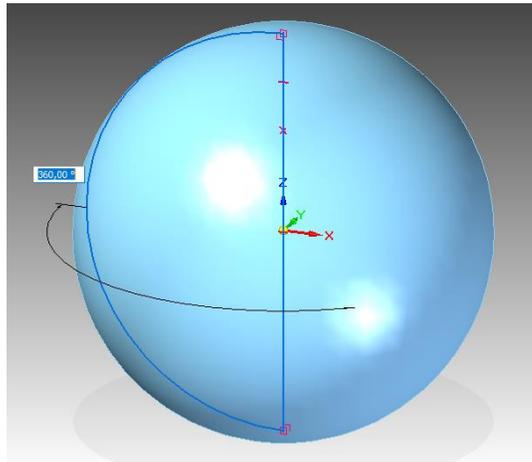
Figura 136. Dimensionamiento del Boceto de la Esfera



Fuente: Autores

Una vez obtenido esto, se procede a realizar la extrucción de la cara a través de la opción de revolución, en donde primero se debe hacer selección del área o cara correspondiente, luego seleccionar el eje de rotación y finalmente definir el ángulo de rotación, según como lo decida el usuario. En la figura 137 se presenta el cuerpo obtenido.

Figura 137. Dimensionamiento de la Esfera

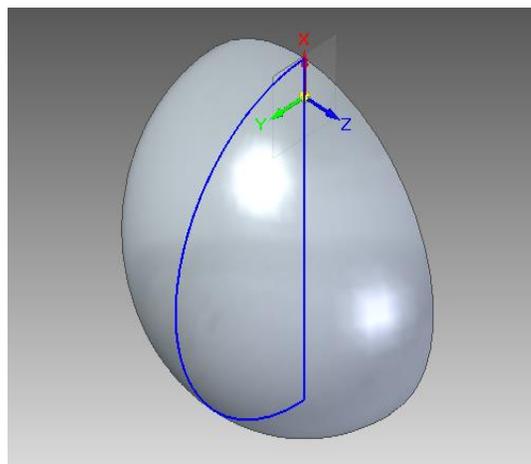


Fuente: Autores

Simplificación de la Geometría

Debido a que siempre se debe estar sujeto a las limitaciones computacionales sobre las cuales se puede trabajar, se debe hacer una simplificación de la geometría, ya que esta beneficiara el tiempo de cómputo, es decir, que generara un mayor ahorro de recursos computacionales en términos de tiempo y procesamiento. Para este caso es totalmente recomendable simular media esfera, haciendo que se tenga el criterio de simetría, ya que es una esfera uniforme y por ende lo que sucede en una sección sucederá de la misma manera en la otra. En la figura 138 se presenta la esfera simplificada

Figura 138. Esfera Simplificada

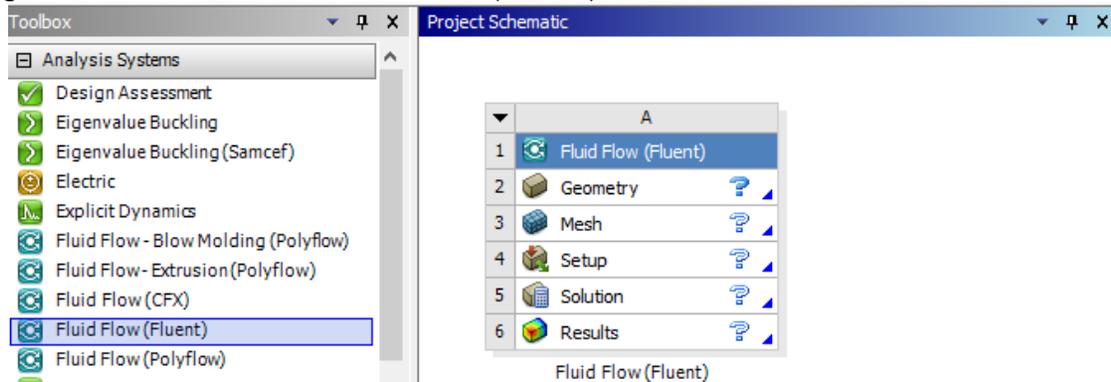


Fuente: Autores

Importación de la Geometría en ANSYS

Una vez modelado y simplificado el cuerpo a simular, este se debe importar a ANSYS, en donde en primer lugar lo que se debe hacer es ir al menú de “Analysis Systems” y hacer doble clic sobre “Fluid Flow (Fluent)”, en donde generara al instante un menú seccionado en el tablero de Project Schematic, así como se presenta en la figura 139.

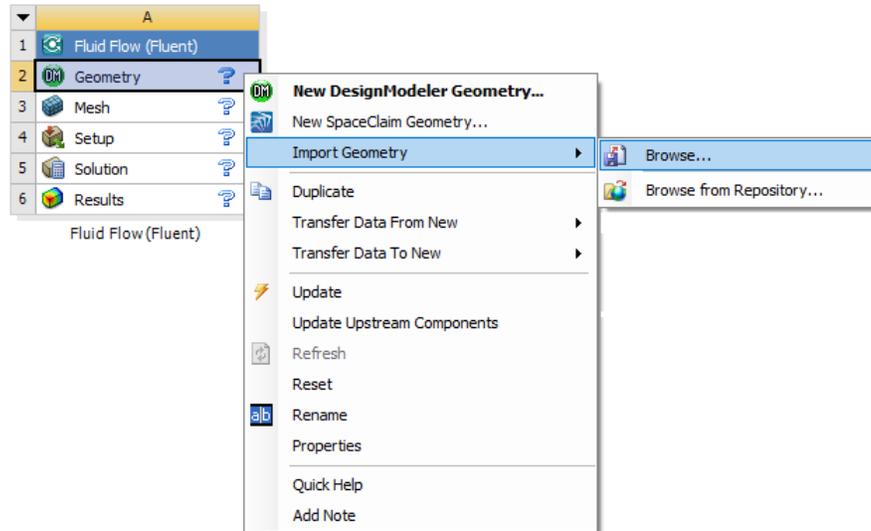
Figura 139. Selección de Fluid Flow (Fluent)



Fuente: Autores

Obtenido el menú de Fluent, se procede a importar la geometría a ANSYS, haciendo clic derecho sobre columna de “Geometry”, en donde se desplegara un menú de opciones del cual se debe seleccionar “Import Geometry”, arrojando un segundo menú donde finalmente se debe hacer clic sobre la opción “Browse” y así se busca la respectiva ubicación de la geometría y se da por finalizada la importación de la geometría en ANSYS. En la figura 140, se presenta el menú de importación, con los aspectos expuestos anteriormente.

Figura 140. Menús de Opciones para Importar la Geometría

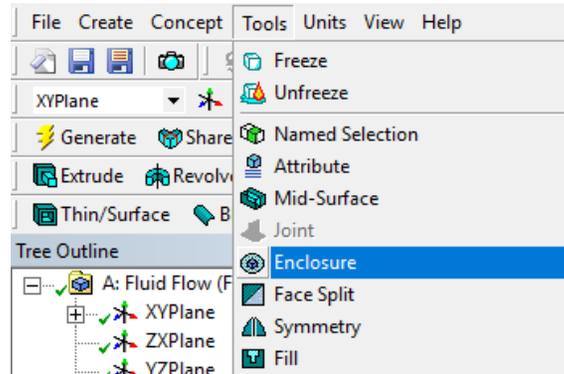


Fuente: Autores

Creación y Generación del Dominio Computacional

Una vez realizada la respectiva importación de la geometría, se debe proceder a generar el dominio computacional en ANSYS y posteriormente hacer la respectiva sustracción booleana (Si se hace el dominio computacional en Solid Edge u otro software, con su respectiva sustracción ya no debe hacerse este ítem de creación y generación del dominio computacional, pero debe tener en cuenta que al haberlo hecho ya en otro software se importara todo el dominio computacional ya hecho). Para la generación del respectivo volumen de control, es recomendable hacerlo por la opción de “Enclosure”, en donde se podrá definir la forma del volumen, ya sea cubico, cilíndrico, etc. el cual arrojara un menú de opciones en donde se podrá definir los respectivos dimensionamientos como lo desee el usuario. En la figura 141 y figura 142, se presenta la opción “Enclosure” y la respectiva barra de herramientas para el dimensionamiento del dominio computacional.

Figura 141. Opción Enclosure



Fuente: Autores

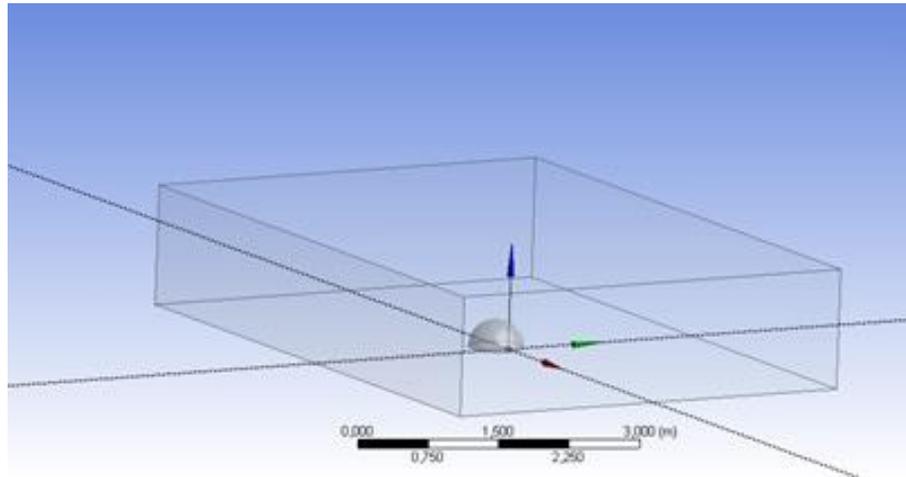
Figura 142. Enclosure

Details View	
Details of Enclosure2	
Enclosure	Enclosure2
Shape	Box
Number of Planes	0
Cushion	Non-Uniform
<input type="checkbox"/> FD1, Cushion +X value (>0)	1 m
<input type="checkbox"/> FD2, Cushion +Y value (>0)	1 m
<input type="checkbox"/> FD3, Cushion +Z value (>0)	1 m
<input type="checkbox"/> FD4, Cushion -X value (>0)	1 m
<input type="checkbox"/> FD5, Cushion -Y value (>0)	1 m
<input type="checkbox"/> FD6, Cushion -Z value (>0)	1 m
Target Bodies	All Bodies
Merge Parts?	No

Fuente: Autores

Definidos los parámetros del respectivo dominio computacional se procede a generar el volumen de control, el cual aparecerá instantáneamente a través de la opción “Generate”, en la figura 143 se presenta la esfera con el respectivo dominio computacional generado.

Figura 143. Volumen de Control Generado para la Esfera



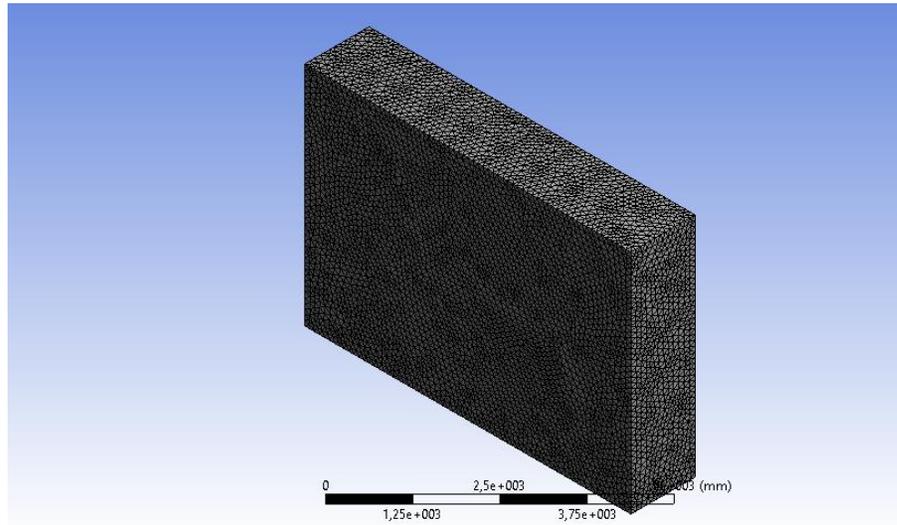
Fuente: Autores

Una vez generado el respectivo volumen de control, se debe proceder a realizar la respectiva sustracción booleana. Para ello se debe hacer clic sobre la opción "Create" y seleccionar la opción "Boolean", de la cual se desplegara un menú de trabajo, en donde se debe hacer clic en el recuadro frente a "Operation" haciendo selección de la opción "Boolean", de donde se ampliara el menú de trabajo. Para la opción de "Target Bodies" se debe hacer selección del dominio computacional y para la opción de "Tool Bodies" se debe seleccionar la esfera. Para finalizar se debe hacer clic sobre "Generate" para que de esta manera genere instantemente el proceso realizado anteriormente.

Generación de la Malla Computacional

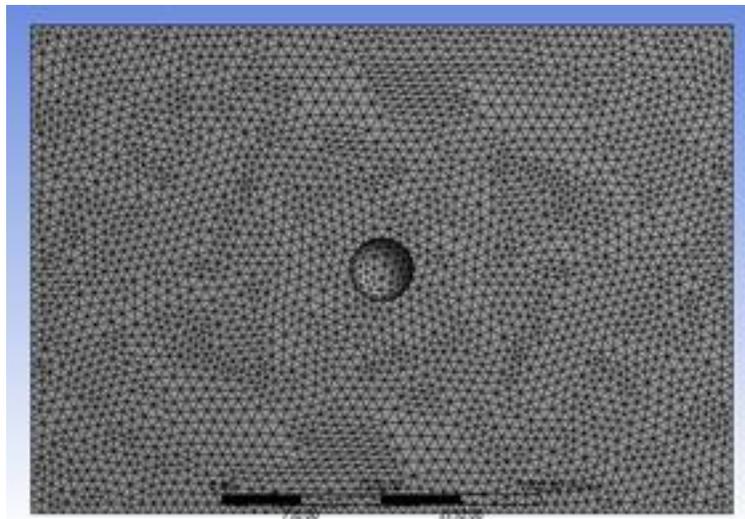
La malla computacional es la clave para obtener una predicción aceptable o inaceptable, por ello se debe tener un buen criterio del tipo de malla, el uso de los elementos y su respectiva calidad, para de esta manera tener éxito. La generación de la malla computacional es creada a partir del criterio del usuario, ya que este definirá todos los aspectos y su respectiva calidad. Para este caso se generara una malla computacional teniendo en cuenta el dimensionamiento del volumen de control, para la generación de dicho enmallado se procede hacer uso de size function con la opción de proximidad y curvatura, adicionalmente definiendo el tamaño de los elementos con la opción "Sizing" de la siguiente manera: Max face size 100 mm, Max size de 100 mm y finalmente Min size de 1 mm. Definidos estos tamaños de los elementos se procedió a generar la malla computacional. En la figura 144 y figura 145 se puede apreciar el uso de los tetraedros y la malla generada con estas características.

Figura 144. Malla Computacional de la Esfera



Fuente: Autores

Figura 145. Vista Inferior de la Malla Computacional de la Esfera



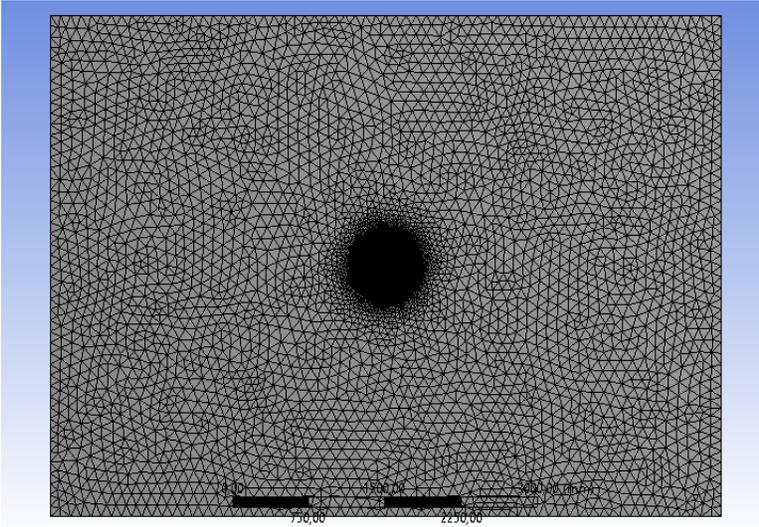
Fuente: Autores

Refinamiento

Generado el volumen de control, se procede a realizar el respectivo refinamiento de la superficie de la esfera, a través de Meshing con su opción de Sizing, con un tamaño máximo de 15 mm y un tamaño mínimo de 1 mm para los elementos. Posteriormente se procedió a generar el enmallado con esta modificación,

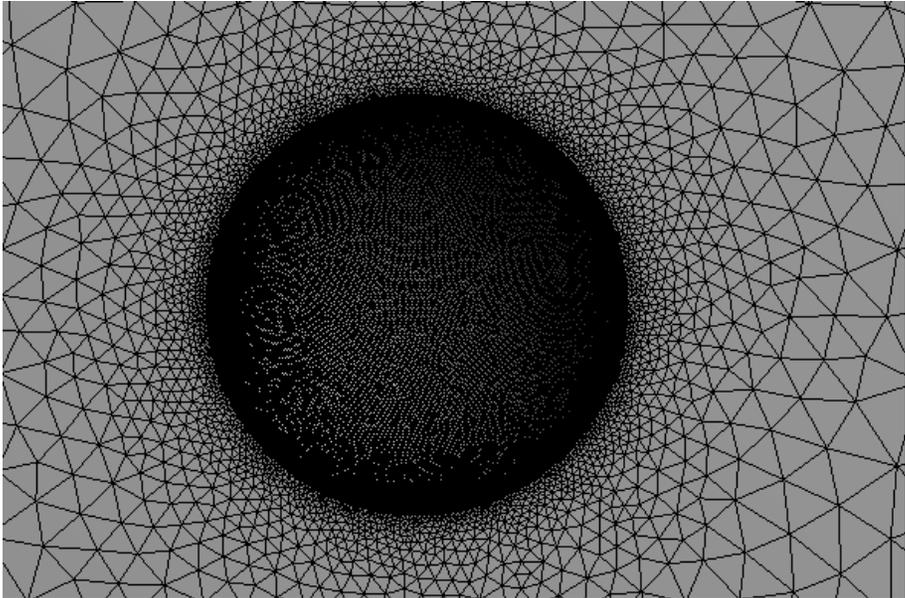
generando una mayor calidad del mismo. En la figura 146 y figura 147 se presenta el refinamiento obtenido en el dominio computacional.

Figura 146. Refinamiento de la Esfera



Fuente: Autores

Figura 147. Acercamiento al Refinamiento de la Esfera



Fuente: Autores

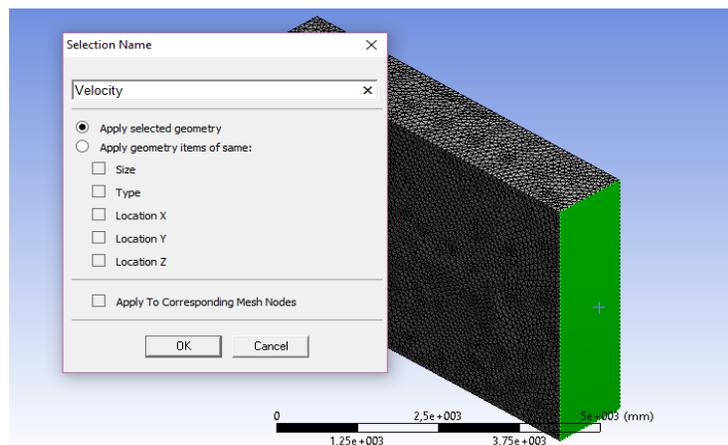
Cabe hacer la aclaración que cada uno de los aspectos de refinamientos pertinentes se deben realizar respectivamente según el criterio del usuario. Para este caso se hace una serie de recomendaciones, las cuales no se expondrán en este anexo. Las recomendaciones son las siguientes:

- ✓ Se debe generar una serie de capas de prismas sobre la superficie de la esfera para captar mejor los fenómenos del fluido sobre este y adicional a esto mejorar la predicción del resultado.
- ✓ Se debe realizar más de una malla computacional con diferentes aspectos de refinamiento.
- ✓ Es obligatorio verificar la calidad de la malla computacional para ver si es aceptable o inaceptable.
- ✓ Es totalmente mandatorio realizar el análisis de convergencia numérica.

Definición de las Respectivas Condiciones de Frontera

Para definir las condiciones de frontera, se debe tener claro cuál cara del dominio computacional corresponde a cierta condición, es decir, que cara corresponde a la entrada, cual a la salida, etc. Inicialmente se debe seleccionar la cara a la cual se le desea definir una condición de frontera. Hecha una vez la selección de cara sobre el dominio computacional, se procede hacer clic derecho sobre la cara seleccionada, en donde este instantáneamente desplegará un menú de opciones en el cual se hará selección de la opción llamada "Create Named Selection". Finalmente se procede a definir el nombre, al cual se le atribuye la condición de frontera, según como lo desee el usuario. Para esta ocasión se está definiendo la condición de frontera de entrada, la cual tendrá el nombre de velocidad. En la figura 148 se presenta la definición de la condición de frontera de entrada con el nombre correspondiente a velocidad.

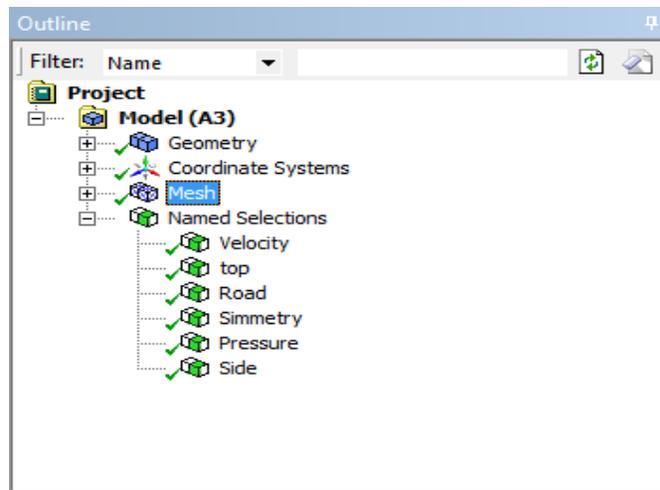
Figura 148. Definición de la condición de frontera



Fuente: Autores

Una vez realizado este paso se procede a verificar que haya sido generado en la ventana Outline. Este proceso debe realizarse para cada una de las fronteras del dominio computacional y pueden ser nombradas como lo considere el usuario. En la figura 149 se presentan los nombres creados para las diferentes fronteras.

Figura 149. Condiciones de Frontera Creadas



Fuente: Autores

Aspectos de Simulación

Esta sección es de igual manera muy importante, debido a que aquí es donde se entra a trabajar directamente en la herramienta de Fluent, y se dará origen a la respectiva configuración de las diferentes condiciones de la simulación como lo son: El solucionador, el modelo del fluido, el tipo de material, los respectivas condiciones de frontera, los métodos de solución, etc. Es importante que el usuario tenga previo conocimiento de los aspectos de simulación ya que de esta parte dependerá la obtención de resultados. En la figura 150 se presenta una tabla con los respectivos aspectos de simulación ingresados para el caso de la esfera.

Figura 150. Aspectos de Simulación Usados para la Esfera

Aspects of Simulation

ASPECTS OF SIMULATION	
Steady State	
Nodes	401190
Elements	2108692
Model	Laminar
Reynolds Number	2,6*(10^6)
Pressure - Velocity Coupling	
Scheme	SIMPLE
Spatial Discretization	
Gradient	Least Squares Cell Based
Pressure - Velocity Coupling	Second Order
Momentum	Second Order Upwind

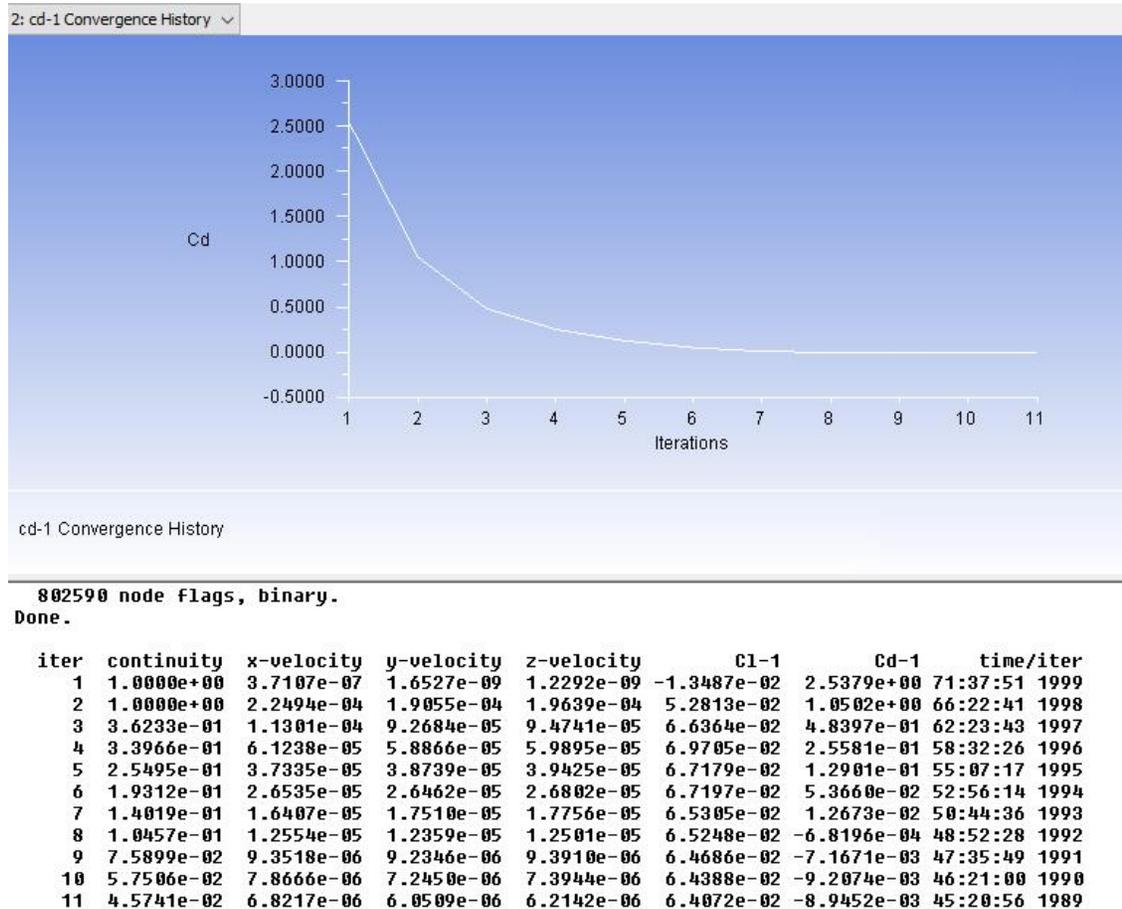
ASPECTS OF SIMULATION	
Reference Values	
Area [m^2]	1
Density [kg/m^3]	0,94721
Length [m]	1
Pressure [Pa]	73759
Temperature [k]	271,27
Velocity [m/s]	17
Viscosity [kg/m.s]	1,79E-05
Ratio of Specific Heats	1,4

Fuente: Autores

Resultados Cuantitativos

Estos resultados son de sentido numérico, en los cuales se podrá obtener los datos correspondientes a la solución calculada, con respecto a las condiciones a las cuales fue sometido el cuerpo en estudio, aquí es donde entra en juego el criterio del usuario para validar o verificar los resultados, siendo estos aceptables o inaceptables. Esta información puede ser obtenida dependiendo del tipo de estudio que se desea analizar, ya que esta es solicitada a través de la opción de monitores de Fluent. Para este caso se desea conocer la predicción del comportamiento de la esfera en términos de arrastre y sustentación, para ellos fue seleccionado en la opción mencionada anteriormente. La información de estas se puede encontrar en la ventana inferior de Fluent, en donde se puede apreciar el número de iteraciones con sus respectivos caracteres, en la figura 151 se presenta el comportamiento gráfico y numérico durante las primeras 11 iteraciones de la simulación de la esfera.

Figura 151. Análisis de la Esfera a través de Fluent

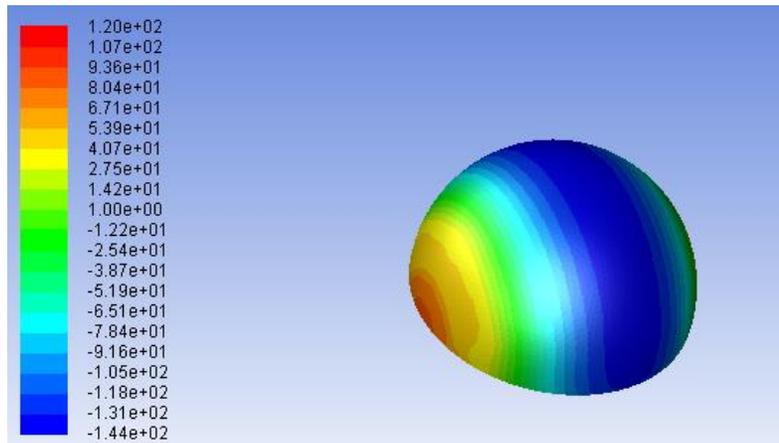


Fuente: Autores

Resultados Gráficos

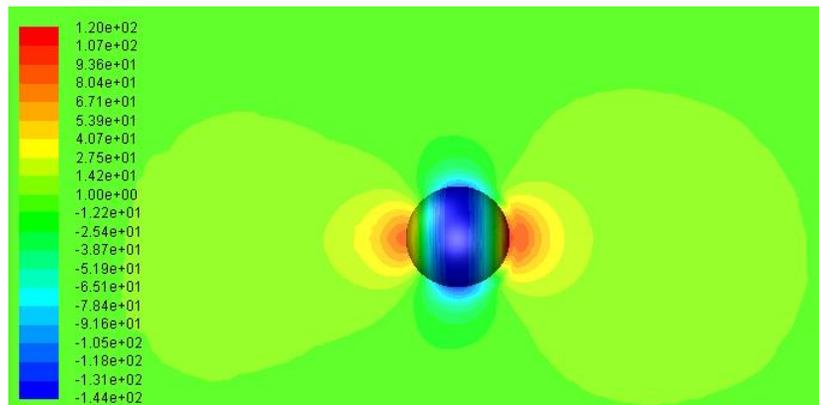
Esta sección puede ser trabajada desde Fluent o desde CFD-Post, consiste básicamente en visualizar los diferentes comportamientos de la interacción entre fluido-cuerpo, en donde se pueden observar la presión, la velocidad, etc. Cada uno de estos comportamientos pueden ser obtenidos para las diferentes paredes del volumen de control, es decir, se puede visualizar la presión sobre el cuerpo, plano de simetría, etc. En la figura 152, 153 y 154 se presenta el comportamiento de los contornos de presión y velocidad obtenidos para esta simulación de la esfera.

Figura 152. Contornos de Presión sobre la Esfera



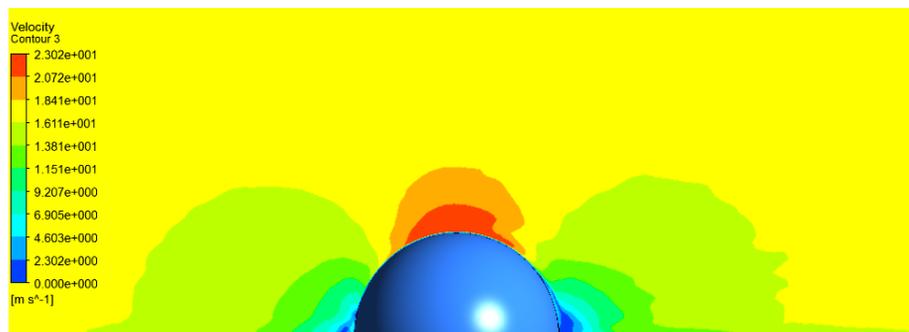
Fuente: Autores

Figura 153. Contornos de Presión sobre la Esfera y el Plano de Simetría



Fuente: Autores

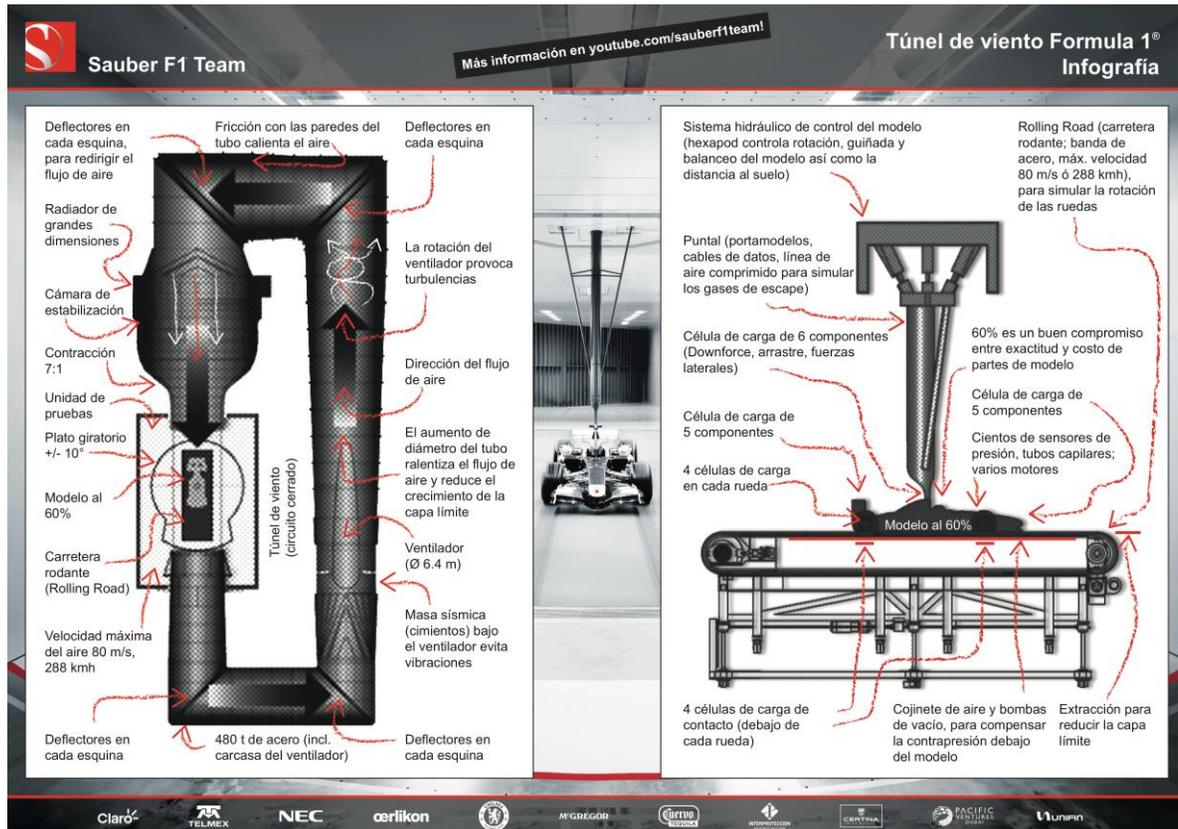
Figura 154. Contornos de Velocidad sobre la Esfera



Fuente: Autores

Anexo C. INFOGRAFÍA TÚNEL DE VIENTO FÓRMULA 1

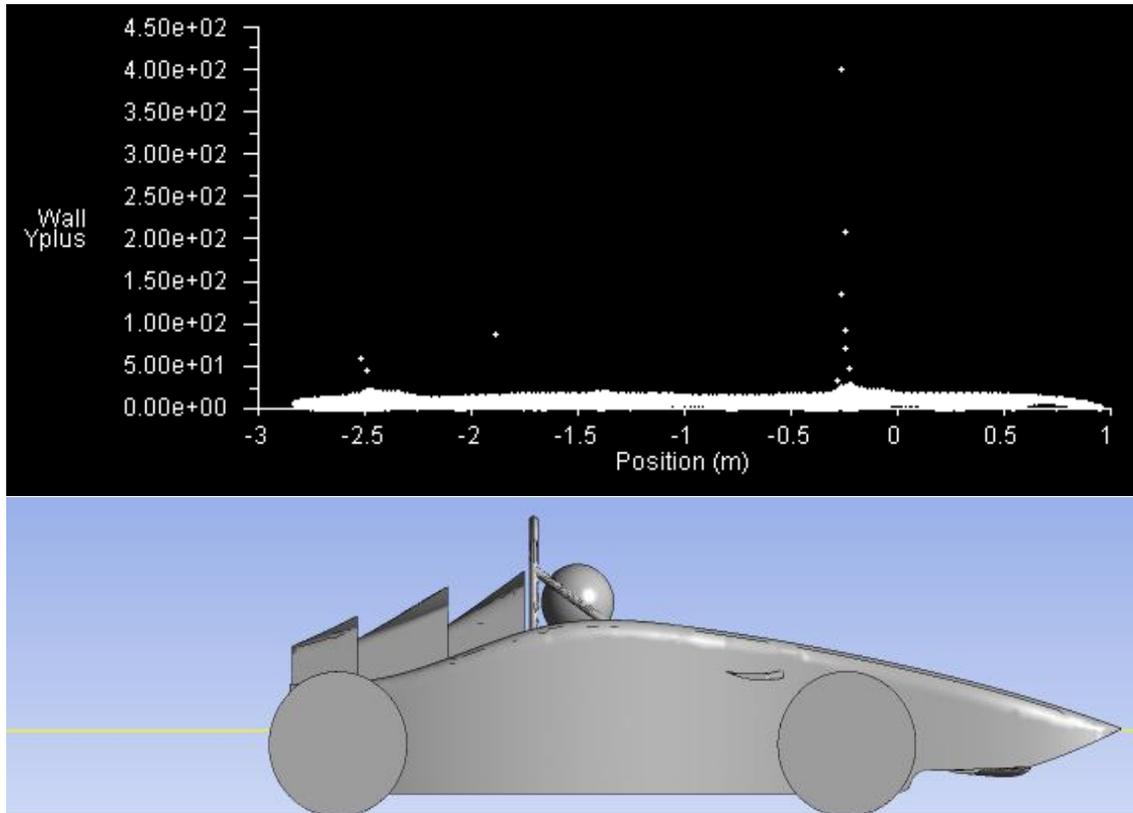
Figura 155. Túnel de Viento en Bucle – Sauber F1 Team



Fuente: TOET, Willem. *How Wind Tunnels Work - F1 explained - Sauber F1 Team*. {En línea}. {22 de Septiembre de 2016} disponible en: (http://www.sauberf1team.com/fileadmin/user_upload/redactors/documents/pdf/WindTunnel.pdf).

Anexo D. DISTANCIA ADIMENSIONAL DE MURO Y+

Figura 156. Distancia Adimensional de Muro Y+ sobre la Línea Longitudinal Superficial del Vehículo



Fuente: Autores