

**ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO
DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS
VELOCIDADES**

**LEONARD STEVEEN DELGADO HERNÁNDEZ
YEISON JAIR SABOGAL ALDANA
WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2005**

**ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO
DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS
VELOCIDADES**

**LEONARD STEVEEN DELGADO HERNÁNDEZ
YEISON JAIR SABOGAL ALDANA
WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA**

**Trabajo de investigación para optar al título de
Ingeniero Aeronáutico**

**Director:
OSCAR GRANDAS
B. Sc. In Aerospace Engineering**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTA D.C.
2005**

Nota de Aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Asesora Metodológica

Bogotá D.C. 13 de Diciembre de 2005

... A Dios, por abrirme la puerta
siempre que lo he llamado.

... A mis padres por apoyarme en
todas mis decisiones y
comprenderme en todo momento.

... A mi Mona, por ser el ser más
preciado que he podido amar...
... nunca te olvidare.

... A Sirley, por ser la compañera de
mi vida.

... A mi Primo Jesús Alberto por ser
el hermano que nunca tuve.

... A mi amigo Fabian Velásquez, por
ser mi amigo incondicional

Leonard Steveen Delgado Hernández

... A mi papito Dios, mi mejor amigo

... A mi hermosa madre, por todos
sus sacrificios

... A mi padre, quien me ha dado todo
lo que he querido

... A mis hermanas Kelly y Nicole, por
mi inmenso amor hacia ellas

... A Debbie Wyman y Cathy
Redmond, por estar conmigo en los
mejores momentos de mi vida.

... Al Padre Fray Fernando Garzón,
por su amistad y gran apoyo

y a toda mi familia y amigos.

Yeison J.Sabogal Aldana.

A Dios, a mis Padres, a mi Hermana y su Esposo, quienes me apoyaron incondicionalmente siempre en todo momento, a mis amigos que estuvieron siempre a mi lado brindándome su mas fiel contribución.

William Fernando Tabares B.

AGRADECIMIENTOS

Los autores expresan sus agradecimientos a:

Dios, Por ser nuestra fuente de sabiduría e inspiración para la realización de este trabajo de investigación.

Oscar R. Grandas, Ingeniero Aeroespacial, director de este proyecto de investigación, por la orientación prestada y su empeño en la búsqueda de soluciones a los problemas encontrados durante el desarrollo del proyecto.

Padre Rector, Fray Fernando Garzón, por su intervención oportuna y precisa en los momentos más difíciles de este proyecto de grado.

Ingeniero Hernán Ceron, por compartir sus amplios conocimientos con el grupo y por la desinteresada colaboración prestada durante el desarrollo de la investigación.

Aurelio Méndez, Ingeniero Mecánico, por brindar las asesorías prestadas durante el desarrollo de este proyecto.

Amanda Moya de Bernal, Asesora Metodológica, por la orientación brindada durante el tratamiento metodológico de la investigación y organización de la misma.

Al personal encargado del manejo del túnel de viento, en especial a Nelson por la actitud desinteresada y colaboradora que ha mostrado siempre.

Maria Teresa Escobar Ingeniera Aeronáutica y Pedro Antonio Fino, por el constante intercambio de información prestada durante el desarrollo del proyecto.

A todas aquellas personas que de una u otra forma colaboraron con la realización de esta investigación.

CONTENIDO

	pàg.
INTRODUCCIÓN	25
1. PROBLEMA	26
1.1 LÍNEA	26
1.2 ANTECEDENTES	26
1.3 TÍTULO	27
1.4 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA	27
1.5 FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	28
2 OBJETIVOS	29
2.1 OBJETIVO GENERAL	29
2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	29
3. DELIMITACIÓN DEL PROBLEMA	30
3.1 ALCANCES	30
3.2 LIMITACIONES	30
4. JUSTIFICACIÓN	31
5. MARCO TEÓRICO	32
5.1 RANGOS FUNDAMENTALES DE LOS FLUJOS VISCOSOS	32
5.1.1 ¿Qué es un fluido?:	32
5.1.2 Aspectos físicos de los fluidos	32
5.2 FLUIDOS REALES Y FLUIDOS IDEALES O PERFECTOS	35
5.3 NÚMERO DE REYNOLDS	36
5.4 DESARROLLO DE LAS ECUACIONES DE NAVIER-STOKES	36
5.4.1 Análisis de los esfuerzos en el eje x.	38
5.5 TEORÍA DE LA CAPA LÍMITE	42
5.5.1 Definición de capa límite.	42
5.5.2 Trayectoria, líneas de corriente y velocidad del fluido	43
5.5.3 Capa límite laminar	44

5.5.4 Capa límite turbulenta.	52
5.5.5. Punto de transición:	54
5.5.6 Desprendimiento de la capa límite	55
5.6 FUERZAS Y COEFICIENTES AERODINÁMICOS	57
5.6.1 Sustentación.	57
5.6.2 Resistencia al avance.	58
5.6.3 Coeficiente de presión.	60
5.7 TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE	60
5.7.1 Técnicas de control de flujo pasivas que evitan el desprendimiento de la capa límite.	62
5.7.2 Técnicas de control de flujo activas que evitan el desprendimiento de la capa límite.	66
6. DESARROLLO INGENIERÍL	70
6.1 FASE 1	77
6.1.1 Selección del perfil de pruebas.	77
6.1.2. Construcción del perfil NACA 23012 sin modificaciones.	77
6.1.3 Experimentación del perfil sin modificaciones	88
6.2 FASE 2	90
6.2.1 Generadores de vórtice.	90
6.2.2 Técnica de rugosidad	100
6.2.3 Técnica de guías de flujo	104
6.2.4 Técnica de porosidad	107
6.2.5 Esferas	111
6.2.6 Técnica de calentamiento de la superficie	115
6.2.7 Técnica de Succión.	121
6.2.8 Técnica de Inyección	127
7. DOCUMENTO INGENIERÍL	136
7.1 CLASIFICACIÓN GENERAL DE LAS VENTAJAS OBTENIDAS POR LA APLICACIÓN DE LAS TÉCNICAS DE CONTROL Y PREVENCIÓN DEL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO.	137
7.2 CARACTERÍSTICAS DE LAS TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE.	138
8. CONCLUSIONES	147

9. RECOMENDACIONES	151
BIBLIOGRAFÍA	152
ANEXOS	154
ANEXO A	156
ANEXO C	163
ANEXO D	169
ANEXO E	174
ANEXO F	242
ANEXO G	245
ANEXO H	249
ANEXO I	254

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. La función $f(\eta)$ de la capa límite en la corriente a lo largo de una placa plana según L. Howarth.	49
Tabla 2. Estaciones y coordenadas de la superficie superior e inferior del perfil NACA 23012	77
Tabla 3. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 sin modificaciones	88
Tabla 4. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 sin modificaciones	88
Tabla 5. Análisis de los resultados obtenidos en las pruebas del perfil NACA 23012 sin modificaciones	89
Tabla 6. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtice ($h = 1.1 \text{ mm}$)	98
Tabla 7. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtice ($h = 2 \text{ mm}$)	98
Tabla 8. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtice ($h = 1$ y $h = 2 \text{ mm}$)	98
Tabla 9. Comparación entre la aplicación de la técnica generadores de vórtice y el perfil NACA 23012 sin modificaciones	99
Tabla 10. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de rugosidad $k = 16 \text{ }\mu\text{m}$	102
Tabla 11. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de rugosidad $k = 104 \text{ }\mu\text{m}$	102

Tabla 12. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica de rugosidad para $k = 16 \mu\text{m}$ y $k = 104 \mu\text{m}$	102
Tabla 13. Comparación entre la aplicación de la técnica de rugosidad y el perfil NACA 23012 sin modificaciones	103
Tabla 14. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de guías de flujo	106
Tabla 15. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica de guías de flujo	106
Tabla 16. Comparación entre la aplicación de la técnica de guías de flujo y el perfil NACA 23012 sin modificaciones	106
Tabla 17. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de porosidad	109
Tabla 18. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica de porosidad	109
Tabla 19. Comparación entre la aplicación de la técnica de porosidad y el perfil NACA 23012 sin modificaciones	110
Tabla 20. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas	114
Tabla 21. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas	114
Tabla 22. Comparación entre la aplicación de la técnica de esferas y el perfil NACA 23012 sin modificaciones	114
Tabla 23. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento de la superficie a $40 \text{ }^\circ\text{C}$	120

Tabla 24. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento de la superficie a 80°C	120
Tabla 25. Comparación entre la aplicación de la técnica de calentamiento de la superficie y el perfil NACA 23012 sin modificaciones	120
Tabla 26. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de succión a 4.12 m/s	125
Tabla 27. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de succión a 6.18 m/s	125
Tabla 28. Comparación entre la aplicación de la técnica de succión y el perfil NACA 23012 sin modificaciones	126
Tabla 29. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección a 20.65 m/s	133
Tabla 30. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección a 27.16 m/s	133
Tabla 31. Comparación entre la aplicación de la técnica de inyección y el perfil NACA 23012 sin modificaciones	133
Tabla 32. Características de los generadores de vórtice	139
Tabla 33. Características de la técnica de rugosidad	140
Tabla 34. Características de la técnica de guías de flujo	141
Tabla 35. Características de la técnica de porosidad.	142
Tabla 36. Características de la técnica de esferas.	143
Tabla 37. Características de la técnica de calentamiento de la superficie.	144

Tabla 38. Características de la técnica de succión.	145
Tabla 39. Características de la técnica de inyección.	146

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Aeronaves que han utilizado las técnicas de control de flujo desde 1950 – 2000.	27
Figura 2. Efectos de la compresibilidad.	34
Figura 3. Análisis de esfuerzos en el eje X.	38
Figura 4. Movimiento de un fluido a través de un tubo.	43
Figura 5. Movimiento de un perfil aerodinámico inmerso en un fluido.	43
Figura 6. Trayectorias y líneas de corriente del aire sobre un perfil aerodinámico.	43
Figura 7. Representación grafica del comportamiento de un flujo laminar sobre un perfil aerodinámico.	44
Figura 8. Una placa plana a través de un fluido.	45
Figura 9. Distribución de la velocidad en la capa límite sobre una placa según L. Blasius.	50
Figura 10. Representación grafica del comportamiento de un flujo turbulento sobre un perfil aerodinámico.	52
Figura 11. Transición de la capa límite laminar a turbulenta.	54
Figura 12. Ley de resistencia de la placa plana lisa sumergida en corriente longitudinal.	55
Figura 13. Perfiles de velocidad a través de un perfil aerodinámico.	56
Figura 14. Desprendimiento de la capa límite, sobre un perfil aerodinámico inducido por una onda de choque.	57
Figura 15. Representación grafica de los efectos que generan la resistencia de presión y la resistencia de fricción sobre un perfil aerodinámico.	59
Figura 16. Distribución de presiones en un perfil aerodinámico.	59

Figura 17. Clasificación de las técnicas de control de flujo utilizadas para evitar el desprendimiento de la capa límite, según su forma de alimentación y control de las mismas.	62
Figura 18. Generadores de vórtice sobre un perfil aerodinámico	63
Figura 19. Rugosidad en una superficie aerodinámica	63
Figura 20. Implementación de las guías de flujo sobre un perfil aerodinámico.	64
Figura 21. Porosidad sobre una superficie aerodinámica	65
Figura 22. Representación de las esferas sobre una superficie y su diagrama de velocidades	66
Figura 23. Representación del calentamiento de la superficie de un perfil aerodinámico	66
Figura 24. Técnica de succión de la capa límite	67
Figura 25. Técnica de Inyección suave en un perfil aerodinámico	69
Figura 26. Técnica de inyección masiva en un perfil aerodinámico	69
Figura 27. Mangueras sobre los perfiles para la medición de presión estática	72
Figura 28. Calibración en la componente de sustentación	73
Figura 29. Calibración en la componente de resistencia al avance.	74
Figura 30. Alineación del perfil aerodinámico por medio de las dos tiras de papel adhesivo.	75
Figura 31. Alineación del perfil aerodinámico en el túnel de viento por medio de una plomada.	75
Figura 32. Perfil NACA 23012	78
Figura 33. Molde para la fabricación de las pieles de los perfiles aerodinámicos	79

Figura 34. Prensado de molde con lámina para construcción del perfil NACA 23012	79
Figura 35. Instalación de remaches en el borde de salida del perfil	80
Figura 36. Recubrimiento de los remaches	80
Figura 37. Costilla 1 - A de la raíz del perfil aerodinámico	81
Figura 38. Costilla 1 - B de la punta del perfil aerodinámico	82
Figura 39. Costillas y varilla de acero plata	82
Figura 40. Larguero 2 – A	83
Figura 41. Larguero 2 - B	83
Figura 42. Largueros 2 – A y 2 – B ensamblados	84
Figura 43. Construcción de Aletas	85
Figura 44. Aleta en acrílico color azul	85
Figura 45. Aleta en acrílico color rojo	86
Figura 46. Aletas de Aluminio y cartón	86
Figura 47. Aletas Construidas.	87
Figura 48. Ensamble de la unidad modular	87
Figura 49. Ensamblado final del perfil NACA 23012	88
Figura 50. Configuración de los generadores de vórtice convencionales tipo divergente	91
Figura 51. Instalación de los generadores de vórtice	94
Figura 52. Perfil aerodinámico NACA 23012 con generadores de vórtice con una altura de 1.1 mm y con un largo de 2.2 mm	95
Figura 53. Perfil aerodinámico NACA 23012 con generadores de vórtice con una altura de 2 mm y con un largo de 5 mm	95

Figura 54. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtices (h=1.1 mm)	96
Figura 55. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtices (h=1.1 mm)	96
Figura 56. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtices (h=2 mm)	97
Figura 57. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtices (h=2 mm)	97
Figura 58. Perfil NACA 23012 con una rugosidad de $k = 16 \mu\text{m}$	100
Figura 59. Perfil NACA 23012 con una rugosidad de $k = 104 \mu\text{m}$	100
Figura 60. Ensamblaje final del perfil NACA 23012 con una rugosidad de $k = 16 \mu\text{m}$	101
Figura 61. Ensamblaje final del perfil NACA 23012 con una rugosidad de $k = 104 \mu\text{m}$	101
Figura 62. Instalación de alambres sobre el perfil NACA 23012	104
Figura 63. Perfil NACA 23012 con guías de flujo en la parte superior	104
Figura 64. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica guías de flujo	105
Figura 65. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica guías de flujo	105
Figura 66. Perforaciones en el perfil NACA 23012.	107
Figura 67. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica Porosidad	108
Figura 68. Ensamble del Perfil NACA 23012 con la técnica de porosidad	108
Figura 69. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica porosidad	109

Figura 70. Distribución y realización de los agujeros para la fijación de las esferas	111
Figura 71. Instalación de las esferas en la superficie superior del perfil	112
Figura 72. Piel del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas	112
Figura 73. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas como cuerpos perturbadores	113
Figura 74. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas como cuerpos perturbadores	113
Figura 75. Modelamiento 3D de la resistencia eléctrica de 115 voltios	116
Figura 76. Resistencia eléctrica de 115 voltios	116
Figura 77. Potenciómetro implementado en la técnica de calentamiento de la superficie	117
Figura 78. Modelamiento 3D del disipador de calor	117
Figura 79. Disipador de calor	118
Figura 80. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento de la superficie	118
Figura 81. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento del superficie	119
Figura 82. Ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento	119
Figura 83. Implementación de la técnica de succión en una piel del perfil NACA 23012	122
Figura 84. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica de succión	123
Figura 85. Modelamiento 3D del ensamblaje final del perfil NACA 23012 con la técnica de Succión	123

Figura 86. Ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de Succión	124
Figura 87. Rendijas sobre el perfil, lámina de siete pestañas y placa rectangular de 25 mm X 100 mm	128
Figura 88. Placa rectangular de 25 mm X 100 mm pegada a la piel del perfil NACA 23012	129
Figura 89. Piel del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección	129
Figura 90. Accesorios que permiten la implementación de la técnica de inyección en un perfil NACA 23012	130
Figura 91. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección	130
Figura 92. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección aplicada	131
Figura 93. Ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección aplicada	131
Figura 94. Causas y efectos de la separación de la capa límite en un perfil aerodinámico.	136
Figura 95. Las formas de controlar y evitar la separación la capa límite y sus ventajas.	138

LISTA DE ANEXOS

Anexo A. Estadística de la selección del perfil de pruebas.

Anexo B. Planos en Solid Edge.

Anexo C. Calibración del túnel de viento.

Anexo D. Análisis de errores.

Anexo E. Tablas de los datos medidos en el túnel de viento.

Anexo F. Gráficas del C_l Vs. Ángulo de ataque del perfil aerodinámico NACA 23012 con las técnicas aplicadas.

Anexo G. Gráficas de C_d Vs. C_l del perfil aerodinámico NACA 23012 con las técnicas aplicadas.

Anexo H. Gráficas de C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$ del perfil aerodinámico NACA 23012 con las técnicas aplicadas.

Anexo I. Gráficas de C_p Vs. $\frac{x}{c}$ del perfil aerodinámico NACA 23012 con las técnicas aplicadas.

GLOSARIO

Aceleración: es una magnitud vectorial que expresa la variación de la velocidad con respecto al tiempo.

Aerodinámica: ciencia que estudia el movimiento de los gases principalmente el del aire, su estudio es esencial para el desarrollo de aeronaves y cohetes entre otros.

Aire: mezcla de gases que rodea a la tierra. Su composición se mantiene constante hasta una altura de 3000 a 3500 metros, su composición en peso sin tener en cuenta el contenido del agua que pueda tener es la siguiente: nitrógeno 71.51%, oxígeno 23.14%, argón 1.27%, anhídrido carbónico 0,04%, otros gases 0,04%.

Angulo de ataque: es definido como el ángulo entre el plano del ala (cuerda del perfil) y la dirección del movimiento. El ángulo de ataque puede ser variado para incrementar o disminuir la sustentación actuando en el ala. Por lo general al aumentar la sustentación aumenta el arrastre.

Calculo diferencial: parte de la matemática que trata de las diferencias infinitamente pequeñas de las cantidades variables.

Cuerda: es una línea imaginaria descrita por la distancia entre el borde de ataque y el borde de salida.

Ecuación: igualdad literal que solo es valida para ciertos valores numéricos de las letras (incógnitas).

Electrodinámica: es la parte del electromagnetismo que estudia los efectos de las cargas en movimiento.

Energía cinética: energía que posee un cuerpo en movimiento. Esta expresada por la ecuación $E = m v^2$, en la cual m es la masa del cuerpo y v su velocidad.

Escalar: elementos de un cuerpo que ha sido utilizado para definir un espacio vectorial.

Esfuerzo: acción o fuerza que tiende a deformar un cuerpo.

Esfuerzo cortante: (fuerza de cizalladura) fuerza que actúa de forma perpendicular al área.

Estancamiento: detención, remanso de una corriente fluida, que se observa cerca del llamado punto de estancamiento

Flujo: movimiento de los fluidos.

Fluido: dicese del cuerpo en el que la fuerza de cohesión de sus moléculas no es lo suficientemente intensa como para conseguir que tenga una forma definida, por ejemplo el aire.

Fluido newtoniano: es aquel que carece de rozamiento y es incompresible.

Fricción: roce determinado por la rugosidad de los cuerpos en contacto.

Fuerza: causa capaz de modificar el estado de reposo o de movimiento de un cuerpo.

Fuerza de gravedad: fuerza o peso que actúa sobre la unidad de masa en un punto de la superficie terrestre.

Gradiente: relación entre la diferencia de valores que una función escalar (temperatura, presión etc.) tiene en dos puntos distintos y la distancia que los separa. Es una magnitud vectorial.

Inercia: incapacidad de los cuerpos para modificar su estado de reposo o de movimiento sin acción de fuerzas externas.

Longitud: la mayor de las dos dimensiones de una figura plana.

Mach: unidad de velocidad equivalente a la velocidad de propagación de las ondas sonoras en el aire.

Masa: cantidad de materia que posee un cuerpo.

Metro: unidad de medición del sistema métrico decimal, es representado por la letra m.

Newton: unidad de fuerza en el sistema internacional. Un Newton es la fuerza que aplicada a la masa de un kilogramo le comunica una aceleración de un m/s^2 su símbolo es N.

Navier Stokes: ecuaciones de movimiento de un fluido compresible y viscoso.

Onda acústica: onda mecánica que necesita de la materia para su propagación y es portadora de sonido.

Perfil aerodinámico: sección transversal del ala.

Pascal: unidad de presión en el sistema internacional. Un pascal es la fuerza de un Newton que se ejerce sobre un metro cuadrado y se representa con las letras Pa.

Presión dinámica: esta definida como el producto de la densidad y el cuadrado de la velocidad dividida entre dos. Y es usada para definir presiones aerodinámicas.

Perdida (stall): ángulo de ataque en el que el perfil aerodinámico deja de producir sustentación.

Psi: unidad de medida de presión del sistema de medición inglés, que indica la cantidad de fuerza ejercida en libras sobre un área de una pulgada cuadrada, sus siglas en inglés son “pounds square inches”.

Rozamiento: fuerza que se opone al movimiento cuando un cuerpo se desliza sobre otro; esto se debe a las asperezas que existen en la superficie de los materiales.

Valor adimensional: dicese de una unidad que no posee unidades de medición como el número Reynolds.

Vectorial (vector): toda cantidad en la cual además de la magnitud, hay que estimar el punto de aplicación, la dirección y el sentido.

INTRODUCCIÓN

Las técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite nacen del concepto de “control de flujo” el cual consiste en la habilidad de manipular un flujo de aire en una superficie aerodinámica para causar en él un cambio deseado que ayude a incrementar el desempeño aerodinámico de una aeronave.

El estudio de estas técnicas inició con los trabajos realizados por L. Prandtl extendiendo así su implementación desde la segunda guerra mundial hasta nuestros días con la creación de nuevas tecnológicas enfocadas a mejorar el comportamiento del aire sobre las superficies aerodinámicas, tanto en aeronaves militares como en aeronaves civiles.

El control y prevención de la capa límite brinda la posibilidad de obtener una mejora en las características aerodinámicas como el aumento de la fuerza de sustentación y la disminución de la resistencia al avance, alcanzando de esta forma una reducción del consumo de combustible de una aeronave.

Por medio del estudio y análisis de documentos técnicos de la NASA, la AIAA y diferentes autores del campo aeronáutico involucrados con las técnicas de control y prevención del desprendimiento de la capa límite, se escogieron y aplicaron ocho técnicas, con las cuales por medio de una experimentación en el túnel de viento a bajo números de Reynolds se lograron establecer las ventajas y desventajas que estas presentan en un perfil aerodinámico llegando así a la conclusión que entre las técnicas activas y pasivas que presentan mayores beneficios son la inyección de flujo y las guías de flujo respectivamente.

Este proyecto busca dar una guía y un soporte a los ingenieros aeronáuticos que desean diseñar y mejorar sus aeronaves con los beneficios que estas técnicas ofrecen. Para cumplir con esta visión en la primera parte de este proyecto se define la teoría y las características del comportamiento de la capa límite, luego se indica el estudio, construcción, experimentación y análisis de los resultados generados por la aplicación de estas técnicas sobre un perfil aerodinámico, y finalmente se crea un documento ingenieril donde se nombran las características, presentadas por cada una de estas técnicas.

1. PROBLEMA

1.1 LÍNEA

El proyecto de investigación a desarrollar corresponde a la línea de aerodinámica, según las líneas establecidas por el programa de Ingeniería Aeronáutica de la Universidad de San Buenaventura.

1.2 ANTECEDENTES

Unos de los pioneros en introducir el concepto de control de flujo fue Prandtl, quien alrededor de 1904 trabajó todo lo relacionado acerca de la teoría de la capa límite en esferas, cilindros y placas planas, explicando el comportamiento del movimiento de los fluidos reales y describiendo con varios experimentos el control de la capa límite. Una de las técnicas de control de capa límite usada por Prandtl fue la succión, aplicada en un cilindro para retardar la separación de la capa límite en su superficie.

Tres décadas más tarde los ingenieros convencidos de las demostraciones de Prandtl comenzaron a diseñar y construir aeronaves basadas en los conceptos de control de la capa límite.

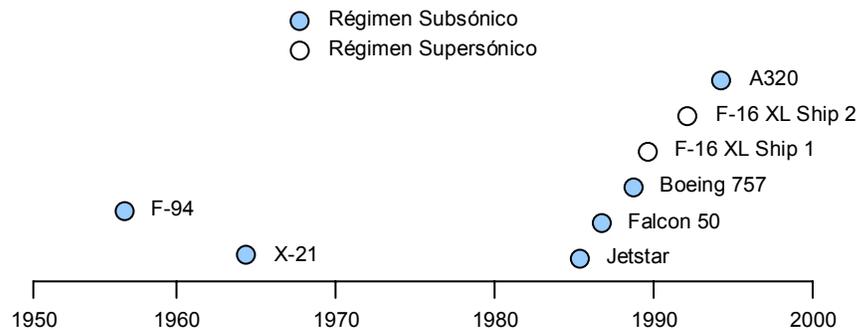
Luego durante la segunda guerra mundial se dio un gran salto al desarrollo y construcción de aeronaves para la guerra, en el cual los alemanes fueron pioneros en buscar la aplicación de técnicas de control de capa límite. En 1953, una década siguiente a la guerra, se comenzó en Europa con el avión Vampire y en Estados Unidos con el avión F-94, una extensiva investigación en el control de flujo laminar, donde la capa límite formada a lo largo de la superficie externa en una aeronave es mantenida en el estado laminar, para obtener un incremento de la fuerza de sustentación y una disminución de la fuerza de resistencia al avance. Una década después a mediados del año 1963, se conllevó con gran éxito el desarrollo de un programa de vuelo de prueba conocido como X-21, en donde la técnica de succión fue usada en este prototipo para retardar la transición en una ala con ángulo de flechamiento y con la influencia de un número de Reynolds de 4.7×10^7 .

La crisis del petróleo a comienzo de los años 70's renació el interés por la creación de nuevas técnicas para reducir la resistencia al avance y la fricción, con el objetivo de reducir el consumo de combustible el cual para esta época era altamente costoso haciendo que la utilización de una aeronave como medio de transporte fuera casi imposible de realizar por su alto valor económico. Durante

esta fecha se introdujo el concepto de capa límite turbulenta sobre los perfiles aerodinámicos al experimentar con aviones como el X-21. Tres décadas después de la crisis del petróleo, aparece la necesidad de construir aeronaves súper maniobrables, rápidas e hipersónicas lo cual generó nuevos retos para la investigación y desarrollo del control de flujo sobre superficies aerodinámicas. Estas nuevas investigaciones se realizaron a altas velocidades del régimen subsónico en aeronaves como el Jetstar, Falcon 50, Boeing 757 y A320 y para regímenes de velocidades supersónicas en aeronaves como el F-16XL ship 1 y F-16XL ship 2.

La figura 1 indica las aeronaves antes mencionadas a través del tiempo desde el año 1950 hasta el año 2000. En cada una de estas aeronaves se implementaron las técnicas que controlan y previenen el desprendimiento de la capa límite como la técnica de succión, pero algunas de estos proyectos no han terminado por completo haciendo que la información y el conocimiento del control de capa límite sea escaso y limitado.

Figura 1. Aeronaves que han utilizado las técnicas de control de flujo desde 1950 – 2000.



Fuente – Los autores.

1.3 TÍTULO

ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES.

1.4 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

El desprendimiento de la capa límite en las superficies aerodinámicas de una aeronave genera una pérdida de sustentación y un aumento de la resistencia al avance.

Este aumento de resistencia al avance produce a su vez un incremento en el consumo de combustible haciendo que los costos de operación de una aeronave

aumenten también. Para dar solución a este problema la ingeniería recurrió al diseño y aplicación de diferentes técnicas que controlan y evitan la separación de la capa límite.

Por medio de este control de flujo las características aerodinámicas de una aeronave mejoraran brindando un mayor desempeño, reduciendo de esta forma el consumo de combustible de la aeronave.

Estas técnicas abren el camino para la implementación de nuevas tecnologías en el campo aerodinámico dando así paso a grandes cambios en el concepto de diseño y construcción de aeronaves tanto militares y civiles.

Pero la información sobre estas técnicas aun no esta disponible en su mayoría para los ingenieros aeronáuticos quienes desean implementar estas tecnología en sus aeronaves. La escasa información obtenida a través de los documentos de la NASA, la AIAA y los libros relacionados con el tema de control de flujo no presentan una información especifica en donde se recopilen las ventajas y desventajas que estas técnicas pueden ofrecer, haciendo de esta manera que la selección para la aplicación de estas técnicas de control sea difícil de realizar ya que no existe un criterio base que ayude al ingeniero diseñador a escoger con facilidad la técnica con los beneficios más convenientes para su aeronave.

1.5 FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

La definición clara y concisa de lo que se desea resolver con este proyecto esta expresada bajo el siguiente interrogante:

¿Cuáles son las técnicas más apropiadas para prevenir el desprendimiento de la capa límite en un perfil aerodinámico?

2 OBJETIVOS

2.1 OBJETIVO GENERAL

Crear un documento ingenieril que permita la selección preliminar de las técnicas más convenientes a utilizar para evitar el desprendimiento de la capa límite en un perfil aerodinámico a bajas velocidades, con base en el estudio, experimentación y análisis de las mismas.

2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Investigar y analizar las teorías existentes sobre el comportamiento de la capa límite.
- Investigar y analizar las técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite en un perfil aerodinámico.
- Seleccionar las técnicas que se van a implementar en el perfil aerodinámico escogido.
- Diseñar y construir las superficies del perfil aerodinámico sobre las cuales se van a probar las técnicas seleccionadas.
- Construir el perfil aerodinámico e implementar las técnicas seleccionadas.
- Realizar pruebas en el túnel de viento a las superficies aerodinámicas a las cuales se le aplicaron las técnicas seleccionadas.
- Analizar las repercusiones de eficiencia que estas técnicas acarrearán sobre el perfil aerodinámico.
- Realizar una selección de ventajas y desventajas que generan las técnicas que se utilizan para mantener la capa límite adherida al perfil aerodinámico, en las superficies probadas.
- Establecer y crear un documento ingenieril donde se ilustren y expliquen las ventajas y desventajas de las técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite en un perfil aerodinámico a bajas velocidades.

3. DELIMITACIÓN DEL PROBLEMA

3.1 ALCANCES

Este proyecto se enmarcará en la investigación de técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite en un perfil aerodinámico y estará soportado por el análisis en 2D de las pruebas experimentales.

Estas pruebas experimentales serán realizadas a cada uno de los perfiles construidos con sus respectivas técnicas a tres diferentes números de Reynolds.

Adicionalmente, cada configuración y aplicación de las técnicas se escogieron de forma aleatoria dependiendo del criterio de los autores de este proyecto de investigación.

Este proyecto se enfocara únicamente a describir y enumerar las ventajas y desventajas que estas técnicas ofrecen, para luego así poder determinar cuales son las técnicas que generan mayores beneficios al momento de implementarlas en una superficie aerodinámica.

3.2 LIMITACIONES

Las limitaciones presentadas en este proyecto van desde la ausencia de información completa y explícita del tema tratado en este proyecto hasta la falta de herramientas como un túnel de viento mas preciso, mas grande, con un software que recopile y grafique los datos medidos y con mayores velocidades de operación.

Otras limitantes encontradas en este proyecto son el tamaño de los perfiles, la ausencia de un software para la validación de los datos obtenidos experimentalmente, la falta de tiempo para realizar las diferentes posibles configuraciones de construcción y aplicación existentes para cada técnica.

Adicionalmente, no se realizó un análisis de costos generados por la aplicación y mantenimiento de cada técnica sobre las superficies aerodinámicas de una aeronave, puesto que el estudio descrito en este proyecto esta enfocado al análisis de los resultados presentados por la experimentación de cada técnica en el túnel de viento.

4. JUSTIFICACIÓN

Este proyecto busca hacer una investigación sobre el control de flujo de la capa límite el cual está relacionado con el campo de la aerodinámica, con el fin de crear una base que les permita a los ingenieros desarrollar estudios sobre las diferentes técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite sobre una superficie aerodinámica.

Aunque muchas de las investigaciones realizadas de este tema se han efectuado sobre esferas, cilindros y placas planas, aun no se cuenta con algún tipo de información que establezca el principio, las ventajas y desventajas de las técnicas de control de flujo sobre las superficies aerodinámicas.

Algunas de estas técnicas han sido aplicadas experimentalmente en diferentes tipos de aeronaves para evitar el desprendimiento de la capa límite, con lo que se ha obtenido un aumento en la fuerza de sustentación y una disminución de la resistencia al avance, produciéndose de esta forma una disminución en el consumo de combustible.

La información que se obtenga como resultado de este proyecto de investigación permitirá a los ingenieros aeronáuticos implementar estas técnicas en los aviones, para mejorar el desempeño aerodinámico de los mismos y seguir en la búsqueda de nuevas técnicas que controlen el flujo de la capa límite.

5. MARCO TEÓRICO

5.1 RANGOS FUNDAMENTALES DE LOS FLUJOS VISCOSOS

5.1.1 ¿Qué es un fluido?: Un fluido, es una sustancia que fluye y se deforma de manera continua cuando sobre ella actúa un esfuerzo cortante de cualquier magnitud.

Los fluidos pueden ser líquidos o gases; en los líquidos las partículas que lo componen no están rígidamente adheridas entre sí, pero están más unidas que las de un gas. Los líquidos tienen la propiedad de tomar la forma de los recipientes que lo contienen, teniéndose así una superficie límite definida; mientras que los gases no tienen un límite natural definido, por lo que se expanden y se difunden en el espacio, disminuyendo su densidad.

5.1.2 Aspectos físicos de los fluidos

- **Presión.** Es la fuerza normal que ejerce un elemento sobre una superficie denotada bajo un área en un plano específico. Las unidades que representan generalmente la presión en el Sistema Internacional son $[N/m^2]$, conocidos como Pascales (Pa), y en el Sistema Ingles $[Lb/in^2]$ que son los psi.

La expresión matemática de presión se presenta bajo la siguiente ecuación:

$$P = \frac{F}{A} \quad \text{(Ecuación 1)}$$

Siendo (P) presión, (F) la fuerza aplicada a la superficie y (A) el área de la superficie donde se aplica la fuerza.

- **Densidad.** Es una magnitud física que se denota por medio de ρ , la cual relaciona la cantidad de masa de un elemento sobre el volumen que este ocupa en el espacio. Las unidades de densidad para el Sistema Internacional son $[Kg/m^3]$ y para el Sistema Ingles son $[Slug/ft^3]$

La expresión matemática de densidad se presenta bajo la siguiente ecuación:

$$\rho = \frac{\text{Masa}}{\text{Volumen}} \quad \text{Ecuación 2)}$$

- **Temperatura.** Es una medida física que establece el grado o nivel térmico de los cuerpos, relacionado con la energía cinética interna de las partículas que lo componen. Las unidades para la medición de la temperatura son grados Kelvin (°K), grados Celsius (°C), grados Fahrenheit (°F) y grados Rankine (°R).

- **Viscosidad.** Es la resistencia o fricción interna que opone un fluido a deformarse y fluir bajo esfuerzos tangenciales, que tienden a deslizar unas capas de fluidos sobre otras.

Entre los diferentes tipos de viscosidad se encuentra: la viscosidad dinámica (μ), en la que se representa los efectos de rozamiento. Este tipo de viscosidad es expresada generalmente en unidades del Sistema Internacional como [Kg/m·s] y en el Sistema Ingles como [Slug/ft·s].

La viscosidad cinemática (ν), es una relación de la viscosidad dinámica (μ) sobre la densidad (ρ), en donde se prescinden de las condiciones másicas, expresada en la siguiente ecuación:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad \text{(Ecuación 3)}$$

Las unidades que representan la viscosidad cinemática (ν) en el Sistema Internacional son [m²/s] y en el Sistema Ingles son [ft²/s].

En los líquidos la viscosidad dinámica (μ), la viscosidad cinemática (ν) y la densidad (ρ) disminuyen al aumentar la temperatura, mientras que en los gases a medida que la temperatura aumenta, la densidad disminuye pero la viscosidad dinámica (μ) como la cinemática (ν) aumentan.

Los fluidos que poseen una baja viscosidad como el aire y el agua, se conocen como fluidos sueltos, mientras que los fluidos con una gran viscosidad como el aceite y la glicerina, se conocen como fluidos espesos.

La viscosidad es importante en la creación de la capa límite y determinación del comportamiento del flujo, que existe en la misma. En virtud de una elevada viscosidad las fuerzas de rozamiento predominan considerablemente sobre las fuerzas de inercia en presencia de un bajo número de Reynolds, lo que ayuda a la formación y estabilidad de una capa límite laminar. Por el contrario cuando se tiene una baja viscosidad, las fuerzas de rozamiento son menores que las fuerzas de inercia en presencia de un alto número de Reynolds, teniendo como resultado

la posible formación de una Capa límite turbulenta, debido a que este flujo tendrá mayor energía que un flujo laminar. El exceso de energía produce que las partículas reaccionen de una forma turbulenta y se muevan aleatoriamente.

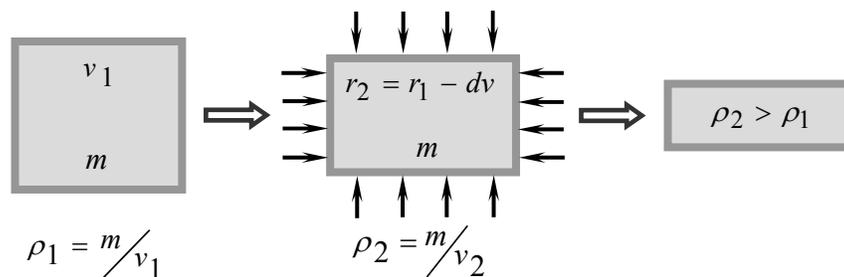
- **Compresibilidad.** Se entiende por compresibilidad la posibilidad de reducir el volumen de un líquido o gas, por la acción de presiones exteriores. Una medida de la compresibilidad es el llamado modulo de elasticidad de volumen E , definido por la ecuación:

$$\Delta P = -E \frac{\Delta V}{V_0} \quad (\text{Ecuación 4})$$

En donde $\Delta V/V_0$ es la variación relativa del volumen provocada por un aumento ΔP de presión.

También podemos decir que un fluido es considerado compresible cuando su densidad puede cambiar por la acción de presiones exteriores como se muestra en la figura 2 donde ρ_1 es diferente de ρ_2 .

Figura 2. Efectos de la compresibilidad.



Fuente – Los autores.

- **Incompresibilidad.** Es la característica que conlleva a un fluido a no ser comprimido. Cuando la variación de la densidad en un fluido es muy pequeña, su densidad se tomara como constante y el fluido se considerara incompresible.

En los líquidos el valor de compresibilidad es muy bajo, tanto que en la mayor parte de los análisis y estudios del movimiento de estos, se desprecian los efectos de compresibilidad, es decir, que los líquidos pueden considerarse incompresibles.

Para el caso del aire, este se considera un fluido incompresible cuando las condiciones de entorno en las que se trabaja, se encuentren en un régimen de velocidad subsónica menor a Mach 0.3.^{1, 2}

5.2 FLUIDOS REALES Y FLUIDOS IDEALES O PERFECTOS

Para desarrollar una amplia teoría matemática de los fluidos es necesario realizar y suponer simplificaciones en el estudio y análisis de las ecuaciones de movimiento de un fluido, por lo tanto algunas veces se consideran los fluidos ideales o perfectos.

Los fluidos ideales o perfectos son aquellos fluidos incompresibles que no oponen resistencia interna alguna a los cambios de forma, es decir, que son los fluidos que no ejercen fuerzas tangenciales o de cizalladura entre las capas de contacto, sino solo fuerzas normales o fuerzas debido a la presión.

Por otra parte, algunas veces es necesario estudiar las corrientes de fluidos con rozamiento y para esto se consideran los fluidos reales. Los fluidos reales además de ejercer fuerzas normales también ejercen fuerzas tangenciales, tanto interiores, entre unas capas fluidas y otras, como entre el fluido y las paredes limitantes. Tales esfuerzos tangenciales o de rozamiento se deben a la propiedad de los fluidos reales llamada viscosidad.

En virtud de la falta de fuerza tangencial en los fluidos perfectos, existe en general una diferencia de velocidades tangenciales entre el fluido y un sólido sumergido en él, es decir hay deslizamientos del fluido a lo largo de la pared. En cambio en el fluido real se ejercen fuerzas tangenciales sobre las paredes sólidas, lo cual determina la detención o estancamiento del fluido junto a las mismas.

La existencia de tensiones tangenciales o de cizalladura y la condición de estancamiento en las paredes sólidas, constituyen la diferencia esencial entre el fluido real y el perfecto. Estas fuerzas tangenciales o de cizalladura, son dos elementos que se utilizan para analizar el comportamiento de la capa límite.

Algunos de los fluidos de mayor importancia práctica, como el agua y el aire, tienen una viscosidad muy pequeña. Las corrientes de tales fluidos de poco rozamiento concuerdan bastante bien en muchos casos con las del fluido ideal o perfecto, porque en general, las acciones tangenciales son muy pequeñas y por este motivo se formula la teoría del flujo ideal, prescindiendo por completo la viscosidad de los fluidos naturales.

¹ SCHLICHTING, Hermann. Boundary Layer Theory. New York. McGraw Hill. 1968., p. 28.

² ANDERSON, John David. Fundamentals of aerodynamics. third edition. New York: McGraw-Hill, 2001, p. 56.

5.3 NÚMERO DE REYNOLDS

El número de Reynolds (Re) es un valor adimensional que determina el régimen de movimiento de un fluido, y relaciona los efectos de inercia (masa y velocidad) con los efectos viscosos, tal y como se muestra en la ecuación 5:

$$Re = \frac{\text{Fuerzas de Inercia}}{\text{Fuerzas viscosas}} \quad (\text{Ecuación 5})$$

Para el estudio del comportamiento de la capa límite en los flujos viscosos, el valor de número de Reynolds (Re), puede ser determinado por la siguiente formula:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (\text{Ecuación 6})$$

En donde ρ es la densidad del fluido, v es la velocidad del fluido, l la longitud del objeto que esta inmerso en el fluido y μ es la viscosidad dinámica del fluido.

Los flujos que tiene un número de Reynolds grande, típicamente debido a una alta velocidad o una baja viscosidad, o ambas, se comportaran de manera turbulenta. Y aquellos flujos que poseen una alta viscosidad y/o que se muevan a bajas velocidades, tendrán un número de Reynolds pequeño y tenderán a comportasen de manera laminar.

5.4 DESARROLLO DE LAS ECUACIONES DE NAVIER-STOKES³

Las ecuaciones de *Navier-Stokes* son aquellas ecuaciones que se utilizan para poder analizar y describir el comportamiento de los fluidos. En el desarrollo de las ecuaciones de *Navier-Stokes* se asume que el fluido es un medio, en donde la materia es continua en su estructura, es decir que en el fluido no existen vacíos, grietas, espacios, poros ni huecos; y sus propiedades son constantes por lo que se puede utilizar y aplicar el calculo diferencial para la obtención de las mismas.

Para poder desarrollar estas ecuaciones, se debe partir del planteamiento de la segunda ley de Newton, la cual enuncia: "Cuando la suma de las fuerzas que actúan sobre una partícula no es igual a cero, la suma de las fuerzas es igual a la razón de cambio de cantidad de movimiento de la partícula. Si la masa es constante, la suma de las fuerzas es igual al producto de la masa de la partícula y su aceleración"⁴.

³ GRANDAS, Oscar R. Apuntes de clase. Universidad politécnica de California. Facultad de ciencias. San Luis Obispo, CA, USA. 1999.

⁴ BEDFORD, Anthony. FOWLER, Wallace. Estática: Mecánica para Ingeniería. Mexico: Person Education. , 1999, p. 4.

$$\begin{aligned}\vec{F} &= m \cdot \vec{a} \\ \sum \vec{F} &= m \cdot \vec{a} \\ d\vec{F} &= dm \frac{D\vec{V}}{dt}\end{aligned}\tag{Ecuación 7}$$

Donde $\frac{D\vec{V}}{dt}$ es la derivada total de la velocidad vectorial en los tres ejes x, y y z con respecto al tiempo. Descomponiendo el vector velocidad se obtendrá:

$$d\vec{F} = dm \left[u \frac{\partial \vec{V}}{\partial x} + v \frac{\partial \vec{V}}{\partial y} + w \frac{\partial \vec{V}}{\partial z} + \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \right]\tag{Ecuación 8}$$

Donde u, v y w son los componentes de la velocidad en los tres ejes x, y y z respectivamente.

Descomponiendo por escalares:

$$\text{En X: } dF_x = dm \frac{Du}{dt} = dm \left(u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial u}{\partial t} \right)\tag{Ecuación 9}$$

$$\text{En Y: } dF_y = dm \frac{Dv}{dt} = dm \left(u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial t} \right)\tag{Ecuación 10}$$

$$\text{En Z: } dF_z = dm \frac{Dw}{dt} = dm \left(u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial t} \right)\tag{Ecuación 11}$$

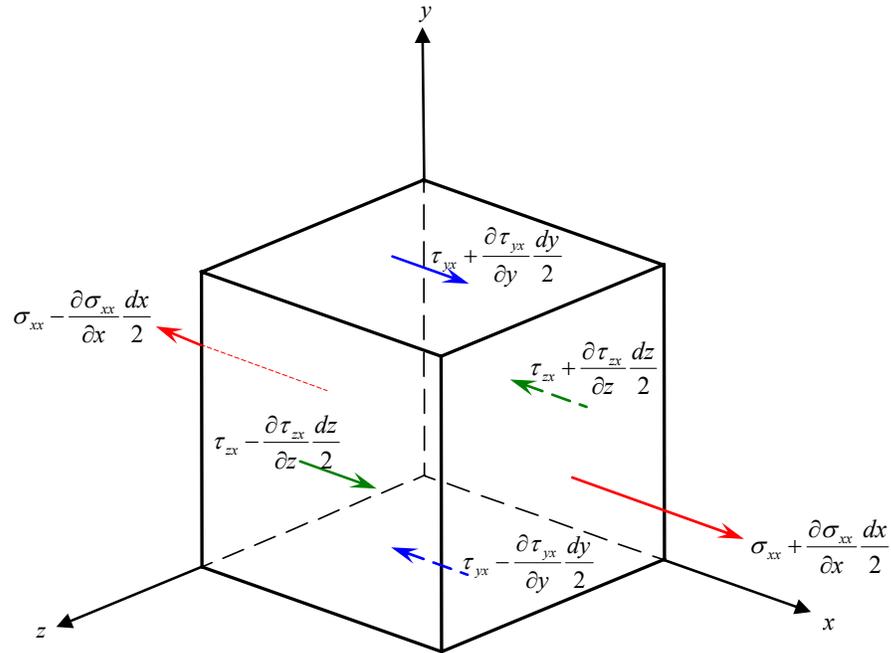
Para expresar la componente $d\vec{F}$, se analizan los componentes que actúan sobre el elemento diferencial (dF_x, dF_y, dF_z).

Las fuerzas que actúen sobre un elemento de fluido son de dos tipos:

- **Fuerzas Volumétricas:** Son aquellas fuerzas que actúan sin que exista un contacto físico. Entre estas fuerzas se tiene, la fuerza de gravedad, las fuerzas electromagnéticas y fuerzas de campos vectoriales.
- **Fuerzas Superficiales:** Son aquellas fuerzas que resultan de una carga que actúa sobre un cuerpo. Entre estas fuerzas se tienen las fuerzas normales como la tensión y la tracción, y las fuerzas tangenciales como la fricción.

5.4.1 Análisis de los esfuerzos en el eje x. Los principales esfuerzos presentes en un elemento diferencial de fluido son: esfuerzos cortantes τ y esfuerzos normales σ . En la figura 3, se muestran los esfuerzos cortantes τ y esfuerzos normales σ que actúan sobre el eje x.

Figura 3. Análisis de esfuerzos en el eje X.



Fuente – Los autores.

Las fuerzas volumétricas y superficiales, hacen parte de las ecuaciones de Navier-Stokes. Las fuerzas volumétricas por unidad de área vectorialmente se definen como:

$$\vec{B} = B_x \hat{i} + B_y \hat{j} + B_z \hat{k} \quad (\text{Ecuación 12})$$

Por lo tanto:

$$d\vec{F}_B = \vec{B} dm \quad (\text{Ecuación 13})$$

Donde $dm = \rho d\forall$, siendo ρ = densidad, $d\forall$ el elemento diferencial de volumen y \vec{B} una fuerza volumétrica, entonces:

$$d\vec{F}_B = \vec{B} \rho dV$$

Por lo tanto las fuerzas dF_x serán:

$$dF_x = dF_{xs} + dF_{xb}$$

Donde dF_{xs} son las fuerzas superficiales y dF_{xb} son las fuerzas volumétricas.

$$dF_{xs} = \left(\sigma_{xx} + \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} \frac{dx}{2} \right) dydz - \left(\sigma_{xx} - \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} \frac{dx}{2} \right) dydz + \left(\tau_{zx} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \frac{dz}{2} \right) dxdy - \left(\tau_{zx} - \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \frac{dz}{2} \right) dxdy + \left(\tau_{yx} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} \frac{dy}{2} \right) dx dz - \left(\tau_{yx} - \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} \frac{dy}{2} \right) dx dz$$

Simplificando:

$$dF_{xs} = \left(\frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \right) dxdydz$$

La fuerza volumétrica será:

$$dF_{xb} = B_x \rho dx dy dz$$

Entonces se obtendrá:

$$dF_x = \left(\frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + B_x \rho \right) dxdydz \quad (\text{Ecuación 14})$$

Procediendo de igual manera en los ejes y y z

$$dF_y = \left(\frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + B_y \rho \right) dxdydz \quad (\text{Ecuación 15})$$

$$dF_z = \left(\frac{\partial \sigma_{zy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + B_z \rho \right) dxdydz \quad (\text{Ecuación 16})$$

Reemplazando las Ecuaciones 9, 10 y 11 en 14, 15 y 16 respectivamente se obtiene:

En x:

$$\left(B_x \rho + \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \right) dx dy dz = \rho dx dy dz \left(u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial u}{\partial t} \right) \quad (\text{Ecuación 17})$$

En y:

$$\left(B_y \rho + \frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} \right) dx dy dz = \rho dx dy dz \left(u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial t} \right) \quad (\text{Ecuación 18})$$

En z:

$$\left(B_z \rho + \frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right) dx dy dz = \rho dx dy dz \left(u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial t} \right) \quad (\text{Ecuación 19})$$

Las ecuaciones 17, 18 y 19, describen el movimiento para cualquier tipo de fluido que cumple con la hipótesis de medio continuo (son independientes del volumen del cuerpo).

En un fluido Newtoniano se presentan esfuerzos $\left(\tau = \mu \frac{du}{dy} \right)$, tanto tangenciales como normales, los cuales se pueden expresar en términos de los gradientes de velocidad y de las propiedades del fluido.

Para los esfuerzos tangenciales, resulta:

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (\text{Ecuación 20})$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (\text{Ecuación 21})$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (\text{Ecuación 22})$$

Y para los esfuerzos normales, los cuales están linealmente relacionados con las razones de deformación, pueden ser expresados de la siguiente manera:⁵

$$\sigma_{xx} = -p - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \quad (\text{Ecuación 23})$$

$$\sigma_{yy} = -p - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \quad (\text{Ecuación 24})$$

$$\sigma_{zz} = -p - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \quad (\text{Ecuación 25})$$

⁵ SCHLICHTING, Op. Cit., p. 66.

Las ecuaciones 23, 24 y 25 son expresadas teniendo en cuenta que para los fluidos viscosos en movimiento, los esfuerzos normales no son necesariamente los mismos en direcciones diferentes; de ahí la necesidad de definir la presión como el promedio de los tres esfuerzos normales.

Teniendo en cuenta que:

$$\frac{D\vec{u}}{Dt} = u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial u}{\partial t}$$

Se pueden reemplazar las expresiones anteriores en las ecuaciones 17, 18 y 19, obteniendo de esta manera:

En X:

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = \rho B_x - \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right]$$

(Ecuación 26)

En y:

$$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = \rho B_y - \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left(2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right]$$

(Ecuación 27)

En z:

$$\rho \frac{D\vec{w}}{Dt} = \rho B_z - \frac{\partial P}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left(2\mu \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} \right)$$

(Ecuación 28)

Las ecuaciones 26, 27 y 28 se denominan las ecuaciones generales de *Navier-Stokes*.

Pero para el caso de fluidos incompresibles las ecuaciones 26, 27 y 28 se reducen a:

En x:

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = \rho B_x - \frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right)$$

(Ecuación 29)

$$\text{En y:} \quad \rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = \rho B_y - \frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (\text{Ecuación 30})$$

$$\text{En z:} \quad \rho \frac{D\vec{w}}{Dt} = \rho B_z - \frac{\partial P}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (\text{Ecuación 31})$$

Finalmente, si la única fuerza volumétrica actuando es la gravedad, se cancelarán varias de las componentes de las fuerzas volumétricas:

$$B_x=0$$

$$B_z=0$$

$$B_y = -g \hat{j}$$

y las ecuaciones 29, 30 y 31 resultarán:

$$\text{En x:} \quad \rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (\text{Ecuación 32})$$

$$\text{En y:} \quad \rho \frac{D\vec{y}}{Dt} = -\rho g - \frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (\text{Ecuación 33})$$

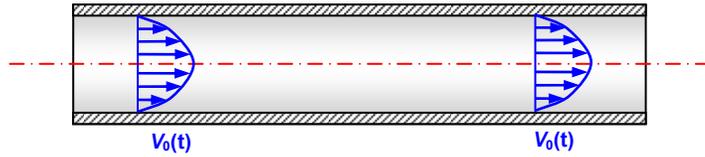
$$\text{En z:} \quad \rho \frac{D\vec{w}}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (\text{Ecuación 34})$$

En conclusión las ecuaciones 32, 33 y 34 son las ecuaciones de movimiento que describen matemáticamente, el comportamiento del flujo de fluidos Newtonianos incompresibles.

5.5 TEORÍA DE LA CAPA LÍMITE

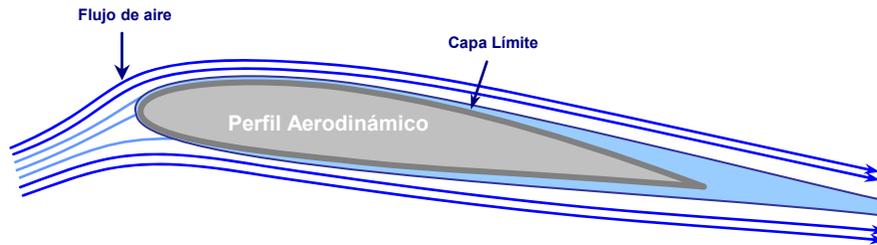
5.5.1 Definición de capa límite. La capa límite o capa de rozamiento es la formación de una delgada capa de fluido alrededor de un cuerpo, que se crea cuando existe movimiento del fluido dentro del cuerpo (figura 4), o cuando el cuerpo se desplaza inmerso en el fluido (figura 5). La formación de esta capa se da gracias a la viscosidad de los fluidos, la cual permite que a pequeñas distancias del cuerpo el flujo se frene en las primeras inmediaciones en contacto con este, y en cambio el resto de las partículas del flujo que están más alejadas de la pared del cuerpo posean cierta velocidad.

Figura 4. Movimiento de un fluido a través de un tubo.



Fuente – Los autores.

Figura 5. Movimiento de un perfil aerodinámico inmerso en un fluido.



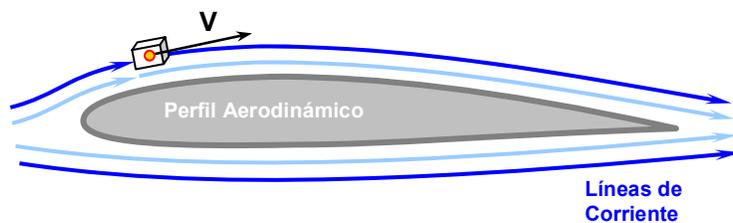
Fuente – Los autores.

5.5.2 Trayectoria, líneas de corriente y velocidad del fluido: Para poder describir la forma y dirección del movimiento de las partículas de un fluido es necesario tener una trayectoria y una línea de corriente definida.

Una trayectoria es el trazo de una partícula de un fluido en relación al espacio y tiempo, mientras que las líneas de corriente representan las líneas del movimiento de muchas partículas en un instante determinado.

Las partículas del fluido se desplazan con una velocidad determinada en toda su trayectoria. Esta velocidad es tangencial a las líneas de corriente del fluido como se muestra en la figura 6.

Figura 6. Trayectorias y líneas de corriente del aire sobre un perfil aerodinámico.

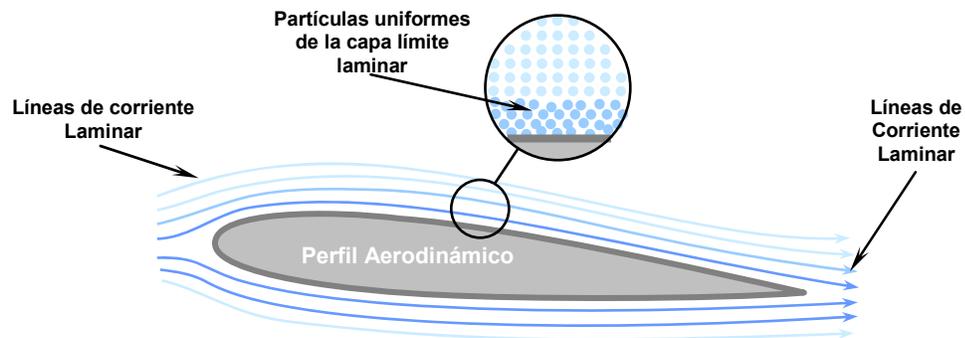


Fuente - Los autores.

Las líneas de corriente son importantes para la visualización y entendimiento de la forma y dirección del movimiento de un fluido sobre un cuerpo, y para efectos de este proyecto de investigación, el fluido a analizar es el aire sobre un perfil aerodinámico.

5.5.3 Capa límite laminar: En este tipo de flujo las partículas del fluido se desplazan uniformemente con una trayectoria definida, formando capas donde estas se deslizan constantemente entre si con velocidades diferentes sin que exista intercambio de partículas entre ellas.

Figura 7. Representación grafica del comportamiento de un flujo laminar sobre un perfil aerodinámico.



Fuente – Los autores.

La velocidad de desplazamiento del fluido en un punto determinado será constante, al igual que la presión en este punto, mientras no se varíe la velocidad de la corriente libre V^∞ .

La representación grafica de este tipo de flujo se muestra en la figura 7, en donde las líneas que representan la dirección y desplazamiento de este son regulares y lisas a través de todo el recorrido del flujo.

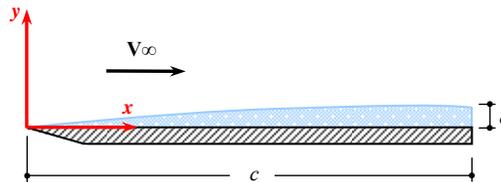
- **Planteo de las ecuaciones de la capa límite laminar.** En 1904 L. Prandtl dio un gran paso para el tratamiento del movimiento de un fluido en el caso de grandes números de Reynolds, como ocurre con el aire a través de una superficie aerodinámica que se mueve a grandes velocidades, en donde el aire posee una baja viscosidad. Prandtl demostró de que manera la viscosidad se hace decisiva para grandes números de Reynolds y como se pueden simplificar las ecuaciones de *Navier-Stokes* para el caso.

Las simplificaciones que se obtienen en el caso de fuerzas de viscosidad muy pequeñas se pueden deducir por vía físicamente intuitiva. En este caso las fuerzas de inercia prevalecen en el interior del fluido, mientras que los efectos de la viscosidad aquí casi desaparecen.

Los dos parámetros físicos cuantitativos que se estudian en un flujo laminar son: el espesor de la capa límite laminar y la fuerza de fricción de una capa límite laminar; y las ecuaciones que se emplean para obtener estos dos valores se conseguirán a partir del estudio de un flujo a través de una placa plana delgada. Este estudio fue realizado en 1908 por H. Blasius a partir de las ecuaciones de Navier-Stokes.

- **Resistencia por rozamiento en la capa límite laminar.** Para poder calcular el coeficiente de resistencia por rozamiento, se tomo la teoría de la solución de Blasius, la cual para la realización de sus estudios se consideró un flujo en dos dimensiones incompresible a través de una placa plana con un ángulo de ataque a cero grados, como se muestra en la figura 8.

Figura 8. Una placa plana a través de un fluido.



Fuente – Los autores.

Para este tipo de flujo se considera la densidad constante ($\rho = \text{Constante}$), la viscosidad constante ($\mu = \text{Constante}$) y $\frac{dp_e}{dx} = 0$ (por que en un flujo no viscoso sobre una placa plana delgada a cero grados se produce una presión constante sobre la superficie)⁶. Por lo tanto para calcular el campo de velocidad de un flujo incompresible no se hace necesario el uso de la ecuación de la energía haciendo de esta forma, que las ecuaciones 35, 36 y 37 que rigen el comportamiento de la capa límite y las cuales fueron obtenidas del análisis de la ecuaciones de Navier-Stokes se reduzcan a las ecuaciones 38, 39 y 40:

⁶ ANDERSON, Op. Cit., p. 298.

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (\text{Ecuación 35})$$

$$x \text{ momentun : } \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{dp_e}{dx} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right); \text{ y momentun : } \frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad (\text{Ecuación 36})$$

$$\rho u \frac{\partial h}{\partial x} + \rho v \frac{\partial h}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + u \frac{d p_e}{dx} + \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 \quad (\text{Ecuación 37})$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (\text{Ecuación 38})$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (\text{Ecuación 39})$$

$$\frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad (\text{Ecuación 40})$$

Donde ν es la viscosidad cinemática definida en la ecuación 3.

Citando un procedimiento común para la solución de las ecuaciones de la capa límite, se tienen que las variables independientes (x, y) se cambian por (ξ, η) donde,

$$\xi = x \quad (\text{Ecuación 41})$$

$$\eta = y \sqrt{\frac{V_\infty}{\nu x}} \quad (\text{Ecuación 42})$$

Aplicando la regla de la cadena del cálculo diferencial de funciones de más de una variable, de las ecuaciones 41 y 42, se obtiene las siguientes derivadas:

$$\frac{\partial}{\partial x} = \frac{\partial}{\partial \xi} \frac{\partial \xi}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial x} \quad (\text{Ecuación 43})$$

$$\frac{\partial}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial \xi} \frac{\partial \xi}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial y} \quad (\text{Ecuación 44})$$

Por otra parte se podrá obtener de la ecuación 45 a partir de las ecuaciones 41 y 42:

$$\frac{\partial \xi}{\partial x} = 1 \quad \frac{\partial \xi}{\partial y} = 0 \quad \frac{\partial \eta}{\partial y} = \sqrt{\frac{V_\infty}{\nu x}} \quad (\text{Ecuación 45})$$

Sustituyendo la ecuación 45 en las ecuaciones 43 y 44, se obtiene

$$\frac{\partial}{\partial x} = \frac{\partial}{\partial \xi} + \frac{\partial \eta}{\partial x} \frac{\partial}{\partial \eta} \quad (\text{Ecuación 46})$$

$$\frac{\partial}{\partial y} = \sqrt{\frac{V_\infty}{\eta x}} \frac{\partial}{\partial \eta} \quad (\text{Ecuación 47})$$

$$\frac{\partial^2}{\partial y^2} = \frac{V_\infty}{\eta x} \frac{\partial^2}{\partial \eta^2} \quad (\text{Ecuación 48})$$

Para la integración de las ecuaciones de la capa límite en el problema plano ya sea en el caso estacionario o no estacionario; se cita una función para las líneas de corriente $\psi(x, y, t)$ con la que se satisfaga la ecuación de continuidad, colocando de esta manera:

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y}; \quad v = \frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (\text{Ecuación 49})$$

Esta función de corriente también puede definirse como:

$$\psi = \sqrt{vxV_\infty} f(\eta) \quad (\text{Ecuación 50})$$

En donde $f(\eta)$ es función únicamente de η .

De la ecuación 49 y 50, y usando las ecuaciones 46, 47 y 48, se obtiene que:

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y} = \sqrt{\frac{V_\infty}{vx}} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} = V_\infty f'(\eta) \quad (\text{Ecuación 51})$$

$$v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} = -\left(\frac{\partial \psi}{\partial \xi} + \frac{\partial \eta}{\partial x} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} \right) = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{vV_\infty}{x}} f - \sqrt{vxV_\infty} \frac{\partial \eta}{\partial x} f' \quad (\text{Ecuación 52})$$

La derivada de la función $f(\eta)$ definida en la ecuación 50, da la componente de la velocidad en x, como:

$$f'(\eta) = \frac{u}{V_\infty}$$

Sustituyendo explícitamente cada término de las ecuaciones 46, 47, 48, 51 y 52 en la ecuación 39 de momento, se obtienen la ecuación:

$$V_\infty f' \left(V_\infty \frac{\partial \eta}{\partial x} f'' \right) - \left(\frac{1}{2} \sqrt{\frac{vV_\infty}{x}} f + \sqrt{vxV_\infty} \frac{\partial \eta}{\partial x} f' \right) V_\infty \sqrt{\frac{V_\infty}{vx}} f'' = v V_\infty \frac{V_\infty}{vx} f'''$$

Simplificando resulta:

$$V_{\infty}^2 \frac{\partial \eta}{\partial x} f f'' - \frac{1}{2} \frac{V_{\infty}^2}{x} f f'' - V_{\infty}^2 \left(\frac{\partial \eta}{\partial x} \right) f f'' = \frac{V_{\infty}^2}{x} f''' \quad (\text{Ecuación 53})$$

El primer y tercer término se cancelan y la ecuación 53 se convierte en:

$$2 f''' + f f'' = 0 \quad (\text{Ecuación 54})$$

La ecuación 54 es conocida como la ecuación de Blasius, obtenida por H. Blasius en 1908. Blasius fue un estudiante de L. Prandtl y su solución a la ecuación 54 fue su primera aplicación a la hipótesis de la capa límite creada por L. Prandtl.

Las variables dependientes e independientes de las ecuaciones parciales diferenciales 38, 39 y 40 para la capa límite en una placa plana delgada, se transforman a través de las ecuaciones 41, 42 y 50, obteniendo de esta manera la ecuación diferencia ordinaria $f(\eta)$. Complementado lo anterior se puede decir que la ecuación 54 es también una ecuación para la velocidad u , por que $u = V_{\infty} f'(\eta)$, debido a que esta ecuación 54 es una ecuación diferencial ordinaria, esta puede ser resuelta con mayor facilidad que las ecuaciones generales para la capa límite. Sin embargo esta ecuación se mantiene no lineal y debe ser resuelta numéricamente, por lo cual deben ser modificadas las condiciones de la capa límite

$$\text{En} \quad \eta = 0 \quad f = 0 \quad f' = 0$$

En la pared cuando $\eta = 0$, $f' = 0$, por que la velocidad $u = 0$, por lo tanto $f = 0$

$$\text{En} \quad \eta \rightarrow \infty \quad f' = 1$$

La ecuación 54 es una ecuación diferencial ordinaria de tercer orden no lineal la cual fue resuelta por L. Howarth,.

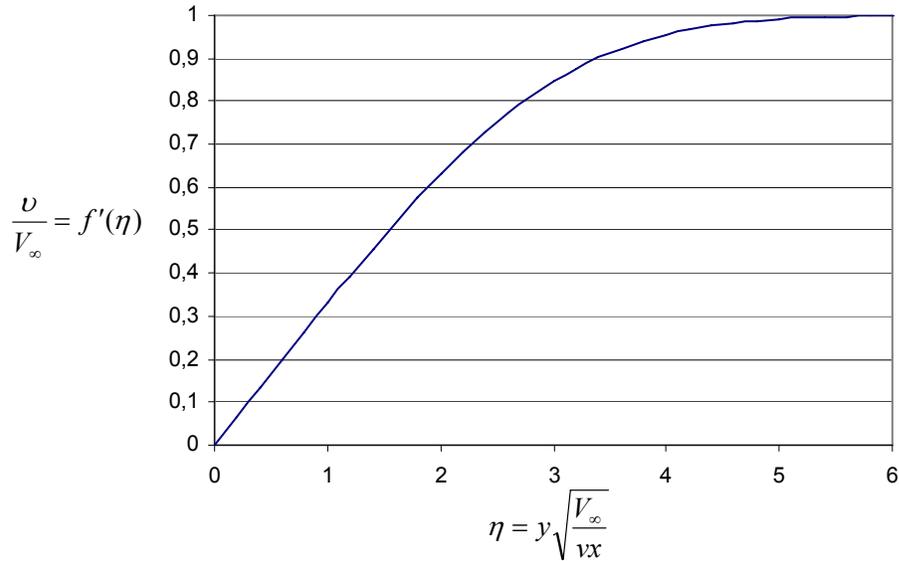
Esta solución creada por L. Howarth es mostrada en la figura 9 a partir de los valores numéricos de f , f' y f'' tabulados contra los valores de η los cuales esta contenidos en la tabla 1.

Tabla 1. La función $f(\eta)$ de la capa límite en la corriente a lo largo de una placa plana según L. Howarth.

$\eta = y\sqrt{\frac{V_\infty}{\nu x}}$	f	$f' = \frac{v}{V_\infty}$	f''
0	0	0	0.33206
0.2	0.00664	0.06641	0.33199
0.4	0.02656	0.13277	0.33147
0.6	0.05974	0.19894	0.33008
0.8	0.10611	0.26471	0.32739
1.0	0.16557	0.32979	0.32301
1.2	0.23795	0.39378	0.31659
1.4	0.32298	0.45627	0.30787
1.6	0.42032	0.51676	0.29667
1.8	0.52952	0.57477	0.28293
2.0	0.65003	0.62977	0.26675
2.2	0.78120	0.68132	0.24835
2.4	0.92230	0.72899	0.22809
2.6	1.07252	0.77246	0.20646
2.8	1.23099	0.81152	0.18401
3.0	1.39682	0.84605	0.16136
3.2	1.56911	0.87609	0.13913
3.4	1.74696	0.90177	0.11788
3.6	1.92954	0.92333	0.09809
3.8	2.11605	0.94112	0.08013
4.0	2.30576	0.95552	0.06424
4.2	2.49806	0.96696	0.05052
4.4	2.69238	0.97587	0.03897
4.6	2.88826	0.98269	0.02948
4.8	3.08534	0.98779	0.02187
5.0	3.28329	0.99155	0.01591
5.2	3.48189	0.99425	0.01134
5.4	3.68094	0.99616	0.00793
5.6	3.88031	0.99748	0.00543
5.8	4.07990	0.99838	0.00365
6.0	4.27964	0.99898	0.00240

Fuente – SCHLICHTING, Hermann. Boundary Layer Theory. New York. McGraw Hill. 1968, p. 141.

Figura 9. Distribución de la velocidad en la capa límite sobre una placa según L. Blasius.



Fuente – SCHLICHTING, Hermann. Boundary Layer Theory. New York. McGraw Hill. 1968, p. 139.

Para poder definir la ecuación del coeficiente de fricción de la capa límite se tomará el valor de $f''(0) = 0.332$ y se considerara el coeficiente local de fricción como:

$$c_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} \quad \text{(Ecuación 55)}$$

Donde τ_w es el esfuerzo cortante y es igual a:

$$\tau_w = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad \text{(Ecuación 56)}$$

Sin embargo, de las ecuaciones 47 y 50 se obtiene que:

$$\frac{\partial u}{\partial y} = V_\infty \frac{\partial f'}{\partial y} = V_\infty \sqrt{\frac{V_\infty}{\nu x}} = \frac{\partial f'}{\partial \eta} = V_\infty \sqrt{\frac{V_\infty}{\nu x}} f'' \quad \text{(Ecuación 57)}$$

Evaluando la ecuación 57 en la pared en donde $y = \eta = 0$ se obtiene:

$$\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)_{y=0} = V_{\infty} \sqrt{\frac{V_{\infty}}{\nu x}} f''(0) \quad (\text{Ecuación 58})$$

Combinando la ecuación 55 y 56 con la 58 se tiene:

$$c_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2} = \frac{2\mu}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2} V_{\infty} \sqrt{\frac{V_{\infty}}{\nu x}} f''(0) = 2 \sqrt{\frac{\mu}{\rho_{\infty} V_{\infty} x}} f''(0) = \frac{2f''(0)}{\sqrt{Re_x}} \quad (\text{Ecuación 59})$$

Donde Re_x es el número de Reynolds local y $f''(0) = 0.332$, simplificando se obtiene:

$$c_f = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \quad (\text{Ecuación 60})$$

La ecuación 60 representa la fuerza de fricción local para un flujo laminar incompresible sobre una placa plana.

Examinando la fuerza de fricción a lo largo de toda la placa plana es necesario tomar el número de Reynolds desde $x=0$ hasta $x=c$, donde c es la longitud total de la placa plana. Bajo este criterio se obtiene la ecuación 61.

$$C_f = \frac{1}{c} \int_0^c c_f dx \quad (\text{Ecuación 61})$$

Sustituyendo la ecuación 60 en la ecuación 61, se llega a:

$$C_f = \frac{1}{c} (0.664) \sqrt{\frac{\mu}{\rho_{\infty} V_{\infty}}} \int_0^c x^{-\frac{1}{2}} dx = \frac{1.328}{c} \sqrt{\frac{\mu c}{\rho_{\infty} V_{\infty}}} \\ C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_c}} \quad (\text{Ecuación 62})$$

La ecuación 62 representa la fuerza de fricción total, donde Re_c es el número de Reynolds basado en el largo total de la placa plana c .

- **Espesor de la capa límite laminar.** No se puede dar un espesor preciso de la capa límite ya que el efecto de rozamiento va disminuyendo hacia fuera asintóticamente.

Examinando la tabla 1 y la figura 9, se muestra que $f' = 0.99$ aproximadamente cuando $\eta = 5.0$; por lo tanto, se deduce que:

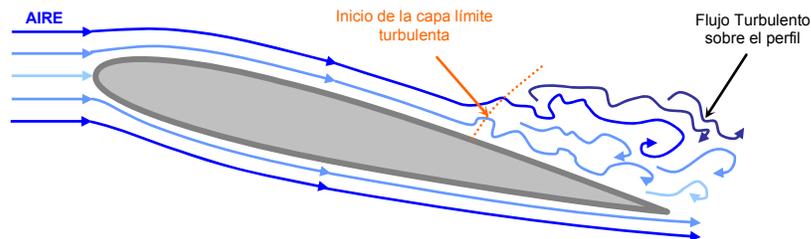
$$\eta = y \sqrt{\frac{V_\infty}{\nu x}} = \delta \sqrt{\frac{V_\infty}{\nu x}} = 5$$

$$\delta = \frac{5.0x}{\sqrt{Re_x}} \quad (\text{Ecuación 63})$$

La ecuación 63 define el valor aproximado del espesor de una capa límite laminar incompresible sobre una placa plana.

5.5.4 Capa límite turbulenta. La capa límite laminar es muy interesante desde el punto de vista del movimiento de un cuerpo sólido en el aire, dada su menor contribución a la resistencia al avance del cuerpo, pero desafortunadamente, en una capa donde existen fuerzas aerodinámicas tan extremas y condiciones de desplazamiento del aire desfavorables, a lo ancho del ala, no hay muchas posibilidades para mantener la capa límite en tal estado de perfección. Llega un momento donde las láminas de aire, que antes se deslizaban con uniformidad, pronto empiezan a mezclarse unas con otras, de tal manera que las partículas de aire chocan entre ellas y rebotan; en fin, el movimiento en el seno de la capa límite es desordenado y la capa se torna turbulenta. Esto ocurre a partir de un determinado punto, que se denomina punto de transición.

Figura 10. Representación grafica del comportamiento de un flujo turbulento sobre un perfil aerodinámico.



Fuente – Los autores.

En el flujo turbulento las partículas del fluido se mueven aleatoriamente sin tener una trayectoria definida y con una velocidad variable, existiendo un continuo intercambio entre las diferentes zonas del flujo. La velocidad de desplazamiento del fluido en un punto determinado de la capa límite turbulenta, es variable al igual

que la presión en este punto, independientemente que la velocidad de la corriente libre V_∞ sea constante o variable.

La representación gráfica de este tipo de flujo se muestra en la figura 10, en donde las líneas de flujo se cortan esporádicamente y son irregulares.

Para obtener las ecuaciones que rigen el comportamiento de la capa límite turbulenta se necesitara aplicar un cálculo matemático diferencial complejo y extenso, por lo tanto, únicamente se nombraran estas ecuaciones y no se detallara la obtención de las mismas.

• **Resistencia por rozamiento en la capa límite turbulenta.** El coeficiente de fricción local turbulento es igual a:

$$c_f = \frac{0.0592}{\text{Re}_x^{0.2}} q_\infty \quad (\text{Ecuación 64})$$

Donde q_∞ es la presión dinámica del fluido que es igual a:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (\text{Ecuación 65})$$

Ahora, para obtener el coeficiente de fricción total en una capa límite turbulenta se utilizara la siguiente ecuación:

$$C_f = \frac{0.074}{\text{Re}_L^{0.2}} \quad (\text{Ecuación 66})$$

Donde Re_L es la longitud total del perfil aerodinámico.

El coeficiente de fricción local (c_f), de la capa límite turbulenta es mayor que el coeficiente de fricción local de la capa límite laminar, debido a que la variación de la velocidad entre las partículas que forman el espesor de un flujo laminar es menor que la variación de la velocidad entre las partículas que forman el espesor de un flujo turbulento, tal como se muestra en la siguiente comparación:

$$\left(\frac{\partial V}{\partial y} \right)_{y=0} \text{ para flujo laminar} < \left(\frac{\partial V}{\partial y} \right)_{y=0} \text{ para flujo turbulento}$$

• **Espesor de la capa límite turbulenta.** La capa límite turbulenta en la mayoría de las ocasiones no tiene un espesor preciso, debido a la variación en su

comportamiento. Sin embargo para la obtención de un valor aproximado de este se utilizará la siguiente ecuación:

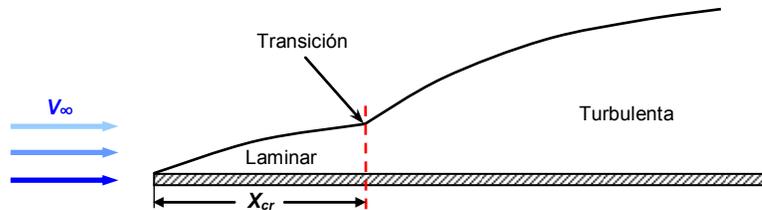
$$\delta = \frac{0.37 x}{\text{Re}_x^{0.2}} \quad (\text{Ecuación 67})$$

Donde x es la posición del punto a analizar con respecto a la cuerda y Re_x , es el número de Reynolds local.

5.5.5. Punto de transición: La transición de la capa límite es el punto de paso de la capa límite laminar a turbulenta y el número de Reynolds es el parámetro que rige esta transición.

La localización del punto de transición de laminar a turbulento mostrado en la figura 11, depende de varios factores como, la rugosidad de la superficie, la curvatura de la superficie, el número mach, el gradiente de presión, la transferencia de calor, el ángulo de ataque y las perturbaciones en el flujo fuera de la capa límite.

Figura 11. Transición de la capa límite laminar a turbulenta.



Fuente – Los autores.

En la realidad, el comportamiento de la capa límite sobre un perfil aerodinámico, inicia como una capa laminar y luego a medida que el flujo circula alrededor del perfil alejándose del borde de ataque, aparece una distancia, a la que se conoce como X_{cr} , siendo este el punto de transición de un estado laminar a turbulento.

El punto X_{cr} esta determinado por la siguiente expresión:

$$x_{cr} = \frac{\mu_\infty \text{Re}_{x_{cr}}}{\rho_\infty V_\infty} \quad (\text{Ecuación 68})$$

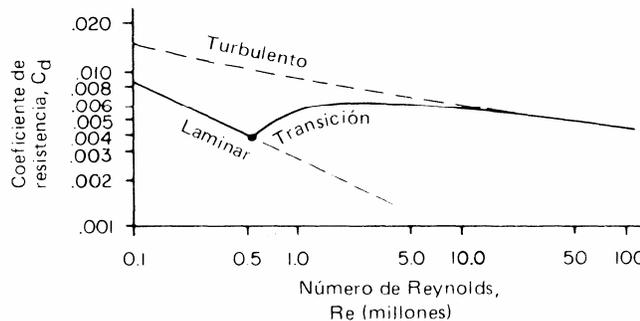
Donde μ_∞ es la viscosidad dinámica del fluido, en este caso el aire. ρ_∞ , es la densidad del fluido, V_∞ es la velocidad del flujo y $Re_{x_{cr}}$ es el número de Reynolds crítico definido por:

$$Re_{x_{cr}} = \frac{\rho_\infty V_\infty x_{cr}}{\mu_\infty} \quad (\text{Ecuación 69})$$

Para el análisis del punto de transición presente en diferentes perfiles aerodinámicos se utilizarán los estudios del comportamiento de un fluido a través de una placa plana sin inclinación realizados por L. Prandtl y Schlichting, los cuales concluyeron que el número de Reynolds experimental que gobierna el punto de transición en una placa plana, se encuentra en un intervalo de 3×10^5 hasta 3×10^6 .

El valor de $Re_{x_{cr}}$ está representado en la figura 12, en donde se muestran los diferentes tipos de flujo presente en la capa límite de una placa plana.

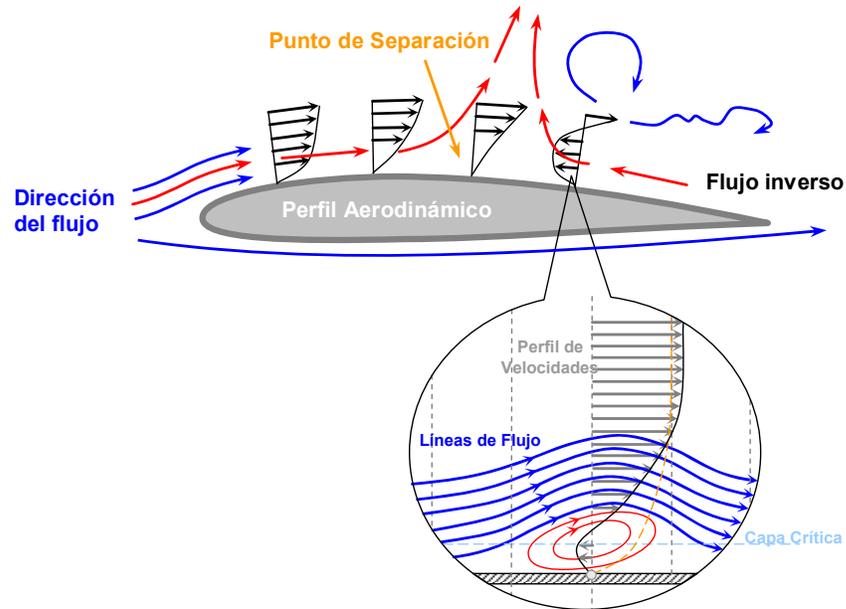
Figura 12. Ley de resistencia de la placa plana lisa sumergida en corriente longitudinal.



Fuente – SCHLICHTING, Hermann. Boundary Layer Theory. New York. McGraw Hill. 1968, p. 145.

5.5.6 Desprendimiento de la capa límite: El punto de desprendimiento de la capa límite es la zona en donde la parte del flujo que está adherida a un cuerpo, se desprende del mismo, dando lugar al efecto conocido como desprendimiento de la capa límite. Esto sucede en un perfil aerodinámico debido a que las partículas del fluido que son parte de la capa límite, pierden velocidad a medida que se alejan del borde de ataque, como resultado de la disminución de las fuerzas de inercia, las cuales no son suficientemente grandes para vencer las fuerzas de rozamiento, produciéndose así una desaceleración de las partículas, es decir una disminución de la energía cinética y por lo tanto un incremento del gradiente de presión, desprendiéndose así el flujo de la superficie.

Figura 13. Perfiles de velocidad a través de un perfil aerodinámico.



Fuente – Los autores.

El desprendimiento de la capa límite se caracteriza por un retroceso que realiza el flujo al tratar de moverse en dirección contraria al movimiento de la corriente exterior, este efecto se puede ver en la figura 13, en donde se aprecian los diferentes perfiles de velocidad a través de un perfil aerodinámico.

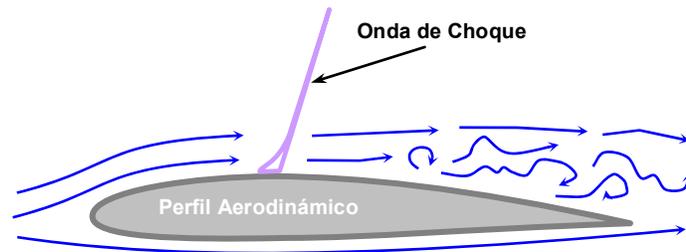
La separación de la capa límite es el fenómeno más importante que se debe controlar y estudiar sobre una superficie aerodinámica, ya que este fenómeno afecta directamente la función principal de un perfil alar, la cual es guiar la corriente de aire y controlar de este modo la presión que se produce sobre ambos lados del mismo, presión que determina la capacidad del perfil para generar sustentación.

La condición de pérdida de sustentación en una superficie aerodinámica aparece con la separación del flujo de aire de la capa límite, y se caracteriza por la rápida disminución de sustentación y el aumento de la resistencia aerodinámica. Existen tres tipos de pérdida de sustentación; el primer tipo de pérdida más común es el de baja velocidad el cual puede ocurrir con un bajo ángulo de ataque cercano a cero o un gran ángulo de ataque, el cual se produce a menudo en las maniobras de despegue y aterrizaje y resulta peligrosa debido a la escasa altura para la recuperación. Este tipo de pérdida se inicia en el borde de salida del ala y se desplaza hacia delante. La sección del ala que entra en pérdida en primer lugar es de gran interés y depende de la configuración de esta.

El segundo tipo de pérdida es la denominada pérdida acelerada, que aparece cuando se produce un cambio repentino en el ángulo de ataque. Los bordes de ataque afilados contribuyen a este tipo de pérdidas. El rápido aumento del ángulo de ataque no da tiempo al flujo de aire para adaptarse al borde de salida del ala, generando la separación de la capa límite en este punto.

El tercer tipo de pérdida se produce a altas velocidades, en las que se forman ondas de choque en la superficie superior del ala, cuando la velocidad local del aire alcanza la velocidad del sonido (Mach 1). Detrás de la onda de choque, en el sentido de la dirección de las líneas de corriente, se tiene lugar a la separación del flujo de aire, la cual es conocida como separación inducida por onda de choque. En la figura 14 se ilustra este tipo de pérdida.

Figura 14. Desprendimiento de la capa límite, sobre un perfil aerodinámico inducido por una onda de choque.



Fuente – Los autores.

El punto de despegue, en general, es aquel punto hasta el cual tienen validez los cálculos utilizados en el estudio de la capa límite. En conclusión, detrás del punto de despegue, la capa de rozamiento se hace tan gruesa que dejan de ser aplicables las hipótesis que sirven de base a las ecuaciones de la capa límite

5.6 FUERZAS Y COEFICIENTES AERODINÁMICOS

5.6.1 Sustentación. Cuando el aire fluye sobre la superficie de un perfil aerodinámico, este pasa tanto por la parte superior y por la parte inferior del perfil. El aire que se mueve por la parte superior del perfil tiene una mayor velocidad, que el aire que circula por la parte inferior, y al presentarse en el flujo de aire una mayor velocidad, se tendrá una menor presión, principio demostrado por el teorema de Bernoulli.

Es por esto, que la presión del aire que circula por la parte superior del perfil será menor que la presión del aire que circula por la parte inferior, esta diferencia de

presiones crea una fuerza aerodinámica resultante llamada sustentación la cual actúa en sentido contrario a la fuerza ejercida por la gravedad

La sustentación producida en la superficie de un perfil aerodinámico es directamente proporcional al área total expuesta al flujo de aire y al cuadrado de la velocidad con la que el flujo incide en el perfil, tal como se representa en la siguiente ecuación utilizada para definir la fuerza de sustentación:

$$L = C_l \cdot q_\infty \cdot S \quad (\text{Ecuación 70})$$

Donde C_l el coeficiente de sustentación, dependiente del tipo de perfil y del ángulo de ataque; q_∞ la presión dinámica, (donde q_∞ , es igual a $\frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot \rho$, siendo ρ la densidad y v la velocidad relativa del aire) y S el área de referencia del perfil.

5.6.2 Resistencia al avance. Los mismos factores que contribuyen a la generación de sustentación producen efectos no deseables, como la resistencia al avance. Esta resistencia al avance es una fuerza aerodinámica contraria a la dirección de desplazamiento del cuerpo, conllevando de esta manera a retardar el movimiento del aire sobre el perfil.

Este tipo de fuerza es expresada a través de la siguiente ecuación:

$$D = C_D \cdot q_\infty \cdot S \quad (\text{Ecuación 71})$$

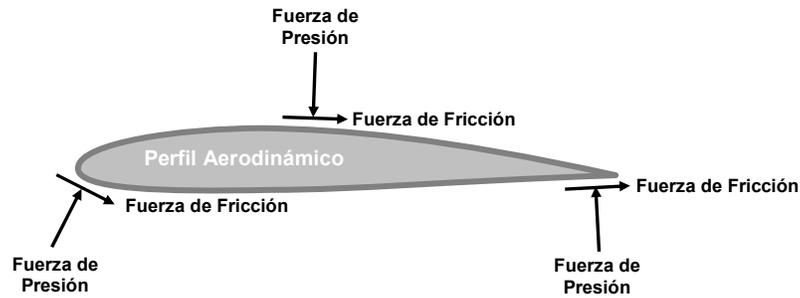
Donde C_D es el coeficiente de resistencia al avance, dependiente del tipo de perfil y del ángulo de ataque; q_∞ la presión dinámica (donde q_∞ , es igual a $\frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot \rho$, siendo ρ la densidad y v la velocidad relativa del aire) y S es el área de referencia del perfil.

Existen diferentes tipos de resistencia al avance alrededor de un perfil aerodinámico, los cuales son descritos a continuación.

- **Resistencia de fricción.** Se entiende por resistencia de fricción a la fuerza de rozamiento que se produce por el contacto existente entre las partículas del aire en movimiento y la superficie exterior del perfil aerodinámico como se muestra en la figura 15. La resistencia de fricción será mayor cuanto mayor sea el área del perfil aerodinámico que esta en contacto con las partículas de aire en movimiento, y cuando el flujo de aire que rodea el perfil aerodinámico se comporte de manera turbulenta.

- **Resistencia de presión.** Se llama resistencia de presión a la fuerza generada debido a la distribución de presión que se origina alrededor de un perfil aerodinámico, como se muestra en la figura 15.

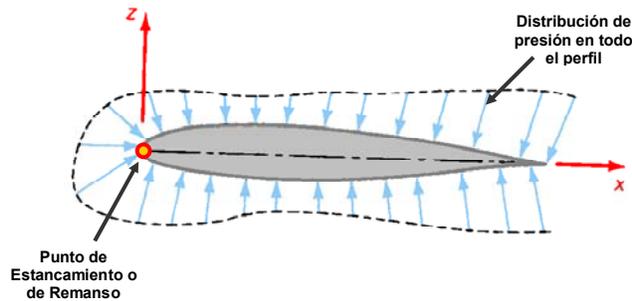
Figura 15. Representación grafica de los efectos que generan la resistencia de presión y la resistencia de fricción sobre un perfil aerodinámico.



Fuente – Los autores.

En un perfil aerodinámico como el que se muestra en la figura 16, la presión del aire generada delante del borde de ataque del perfil aerodinámico, será mayor que la presión atmosférica local, dicho incremento se debe a la compresión a la que es sometido el aire al chocar contra la superficie frontal del perfil y este efecto se produce en la zona conocida como punto de remanso; en donde el aire presenta su máximo punto de presión y su velocidad es nula.

Figura 16. Distribución de presiones en un perfil aerodinámico.



Fuente – Los autores

La presión del aire generada detrás del borde de salida de un perfil aerodinámico será menor que la presión atmosférica local, y es por esto que cuando se produce un desprendimiento de la capa límite se producirá un vacío detrás del perfil, el cual generará un incremento de la resistencia al avance por presión.

- **Resistencia al avance total del perfil.** Se conoce como resistencia total del perfil a la suma de la resistencia de fricción mas la resistencia de presión, es decir:

$$R_{pA} = R_f + R_p \quad (\text{Ecuación 72})$$

Donde, R_f es la resistencia de fricción y R_p es la resistencia de presión.

5.6.3 Coeficiente de presión. El flujo de aire cuando circula sobre un perfil aerodinámico genera en este una distribución de la presión sobre toda su superficie.

En base a la distribución de la presión en la superficie de un perfil aerodinámico se encontró un valor adimensional llamado el coeficiente de presión (C_p) el cual esta dado por:

$$C_p \equiv \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \equiv \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad (\text{Ecuación 73})$$

Este valor es utilizado para mostrar como se comporta la distribución de la presión sobre un perfil aerodinámico y relaciona la presión estática y dinámica en un punto determinado del perfil aerodinámico.

5.7 TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE

Durante el estudio de la teoría de la capa límite se analizó la separación del flujo de aire y las características de perdida producidas debidas a este fenómeno en un perfil aerodinámico. Ahora en esta sección se clasificarán, describirán y se analizarán las técnicas que evitan la separación de la capa límite en un perfil aerodinámico.

Existen diferentes formas de poder clasificar las técnicas de control de flujo que se utilizan para evitar el desprendimiento de la capa límite. Una de esas formas es considerando el lugar donde la técnica es aplicada, es decir, estas técnicas de control de flujo pueden ser aplicadas en la pared del flujo, en el perfil y/o lejos de la pared del flujo. La pared del flujo es la parte del fluido que esta en contacto con la superficie del perfil aerodinámico.

Las técnicas aplicas en la pared del flujo son aquellas técnicas que controlan el flujo bajo la realización de cambios en los paramentos de superficie como la rugosidad, forma del borde de ataque y el borde de salida del perfil aerodinámico, curvatura, movimiento de la pared rígida, temperatura y porosidad.

Entre las técnicas aplicadas lejos o fuera de la pared del flujo, se conocen las técnicas de bombardeo de ondas acústicas a la capa cortante y manipulación de los niveles de turbulencia de un flujo bajo fuerzas magnéticas y electrodinámicas.

Para este proyecto de investigación las técnicas a estudiar y aplicar son las técnicas que se implementan únicamente en la pared del flujo y el perfil, las cuales son mencionadas a continuación:

- Generadores de vórtice
- Rugosidad.
- Guías de flujo.
- Porosidad.
- Esferas
- Calentamiento de la superficie.
- Succión.
- Inyección.

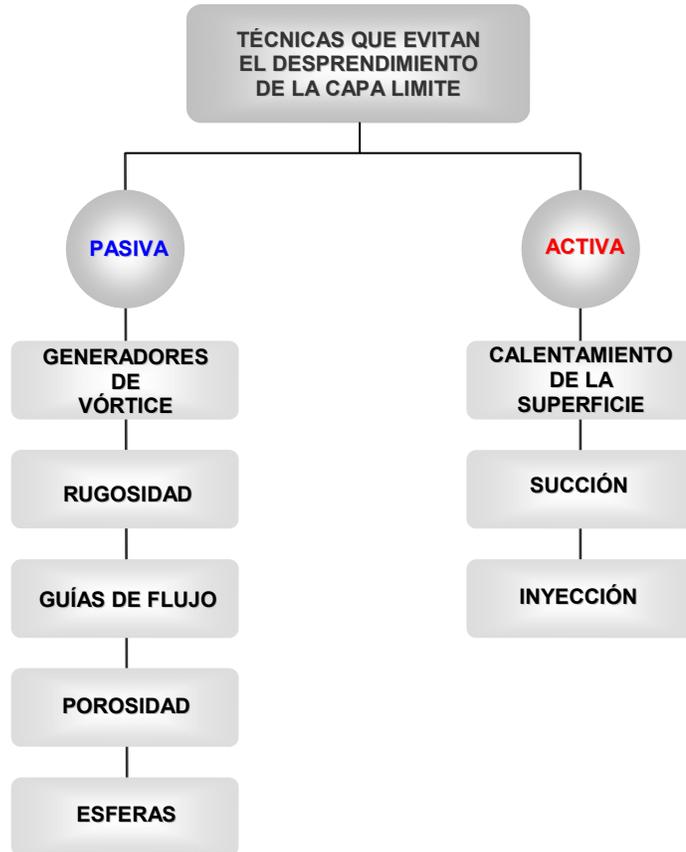
Una segunda forma de poder clasificar las técnicas de control de flujo que se utilizan para evitar el desprendimiento de la capa límite, se realiza tomando como concepto base la forma de alimentación al momento de aplicar o utilizar la técnica sobre el perfil aerodinámico.

Si la técnica de control de flujo no posee o no requiere de ninguna fuente de alimentación externa o de ningún sistema de retroalimentación, esta técnica se considerará como una técnica pasiva, entre las que se encuentran generadores de vórtice, rugosidad, guías de flujo, porosidad y esferas. Pero si de manera contraria la técnica de control de flujo necesita de una fuente de alimentación externa o de un sistema de retroalimentación o control externo esta se considerará una técnica activa, entre las que se encuentran calentamiento de la superficie, succión e inyección.

En la figura 17 se puede detallar a que grupo pertenecen cada una de las técnicas de control de flujo que evitan el desprendimiento de la capa límite, las cuales fueron seleccionadas para la realización de este proyecto de investigación. Bajo esta clasificación se entenderá con más precisión la manera de como se deben desarrollar y aplicar estas técnicas de control de flujo sobre un perfil aerodinámico.

Dependiendo de la configuración, la forma de construcción y aplicación de estas técnicas, se podrá concluir que tan sencilla o complicada puede llegar a ser cualquiera de ellas. Sin embargo al final de este proyecto se concluirá con gran detalle las ventajas o desventajas que se encontraran en cada una de estas técnicas al momento de implementarlas en un perfil aerodinámico.

Figura 17. Clasificación de las técnicas de control de flujo utilizadas para evitar el desprendimiento de la capa límite, según su forma de alimentación y control de las mismas.



Fuente- Los autores.

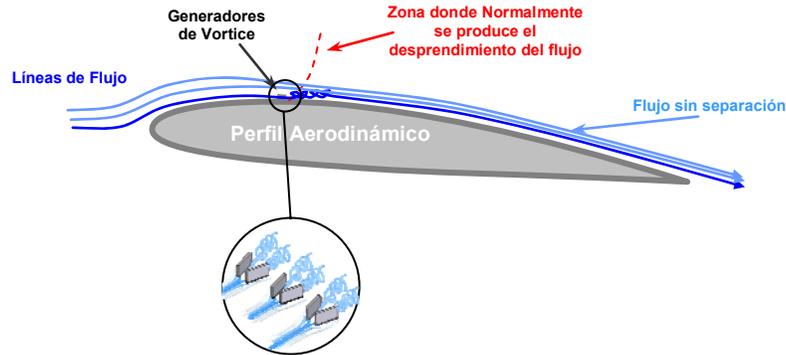
5.7.1 Técnicas de control de flujo pasivas que evitan el desprendimiento de la capa límite.

- **Generadores de vórtice.** Son pequeñas láminas verticales que se instalan con el objetivo de modificar el comportamiento del flujo que circula sobre una superficie aerodinámica. Esta modificación del comportamiento del flujo consiste en convertir una capa límite laminar lenta y con poca energía cinética en una capa límite turbulenta la cual se mueve mas rápido y por ende tiene mayor energía cinética capaz de vencer las fuerzas de presión que impiden la generación de sustentación.

Para adquirir el máximo rendimiento de los generadores de vórtice, estos se deberán colocar en la zona en donde normalmente se inicia la separación de la capa límite, como se muestra en la figura 18, en donde los generadores de vórtice

producen unos torbellinos locales, que tienen la función de reforzar la capa límite en zonas concretas del perfil aerodinámico.

Figura 18. Generadores de vórtice sobre un perfil aerodinámico

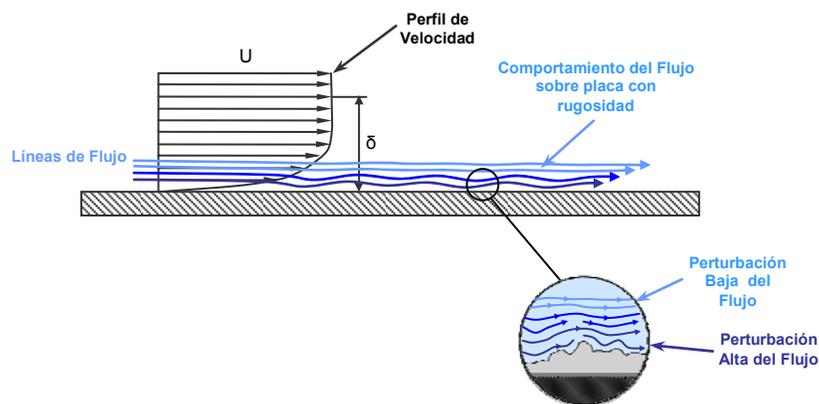


Fuente – Los autores.

- **Rugosidad.** La técnica de rugosidad es una técnica pasiva utilizada para inducir el punto de transición de un flujo laminar que tiende a desprenderse del perfil aerodinámico.

Cuando se tiene una superficie rugosa y a través de ella circula un flujo de aire se aumentan los esfuerzos de rozamiento y fricción generados por el contacto que existe entre el aire y la superficie rugosa.

Figura 19. Rugosidad en una superficie aerodinámica



Fuente – Los autores.

El flujo de aire que se mueve entre las diferentes rugosidades, presenta un movimiento ondulatorio el cual producirá una variación entre la velocidad y

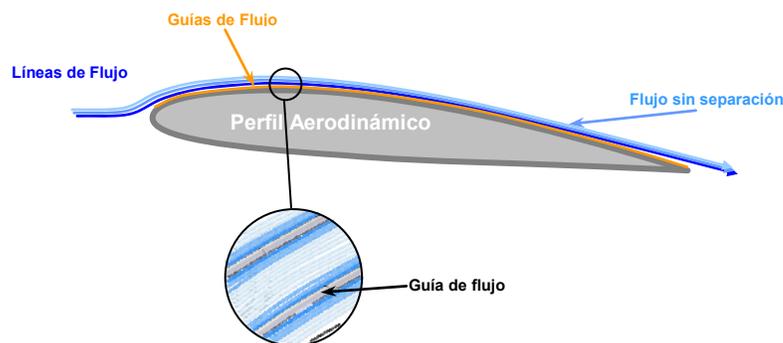
dirección del flujo de aire ayudando a tener una capa límite inestable que tenderá a comportarse de una forma turbulenta como se ilustra en la figura 19.

Entre mayor sea el porcentaje de rugosidad aplicada al perfil el punto de transición se correrá mas hacia el borde de ataque haciendo que todo el flujo que se presente en el perfil aerodinámico sea un flujo turbulento.

- **Guías de flujo.** Las guías de flujo son pequeñas líneas o placas continuas en relieve ubicadas en la parte superior de un perfil aerodinámico, que inician en el borde de ataque y finalizan en el borde de salida del perfil y son orientadas en el sentido de la dirección del flujo. Estas guías se implementan sobre la superficie aerodinámica en forma longitudinal guardando una distancia entre cada una de ellas.

La aplicación de esta técnica, mostrada en la figura 20, consiste en dirigir las líneas de corriente del aire para evitar que estas tomen una forma turbulenta al tratar de moverse en dirección diagonal a la cuerda del perfil y de igual forma ayudan a que las oscilaciones del flujo entre un conjunto de guías no se prolongue a través de toda la sección del perfil aerodinámico, evitando así que el perfil aerodinámico pierda su eficiencia debido a una disminución de la fuerza de sustentación y un aumento de la resistencia al avance.

Figura 20. Implementación de las guías de flujo sobre un perfil aerodinámico



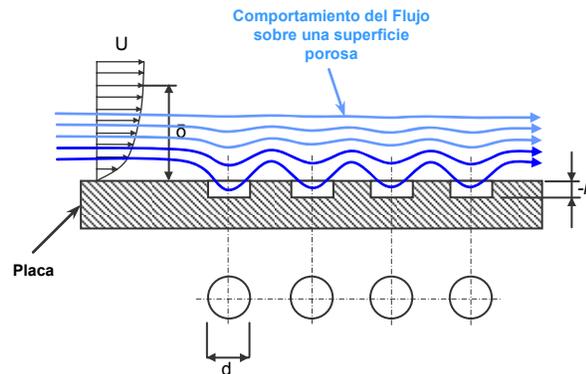
Fuente – Los autores.

- **Porosidad.** La porosidad sobre la superficie de un perfil aerodinámico actúa como una técnica de control de flujo pasiva, en donde la presencia de diferentes agujeros permite que la capa límite permanezca adherida a través de toda la superficie del perfil.

El principio de esta técnica consiste en convertir el flujo laminar que tiende a desprenderse en un flujo turbulento, por medio de la aceleración y ganancia de energía cinética obtenida gracias al movimiento ondulatorio creado cuando el aire pasa sobre la superficie porosa como se muestra en la figura 21.

Esta aceleración producida por el movimiento ondulatorio del aire a través de los agujeros de igual manera genera una caída de presión que ayudará a evitar el desprendimiento de la capa límite sobre el perfil aerodinámico.

Figura 21. Porosidad sobre una superficie aerodinámica⁷



Fuente – Los autores.

- **Esferas.** Las esferas son pequeños cuerpos que se asemejan a una gran rugosidad dispersa sobre la superficie que se encuentra en contacto con un fluido en movimiento. La implementación de esferas en un perfil aerodinámico, crea una técnica pasiva que evita la separación de la capa límite, por medio de la aceleración del flujo.

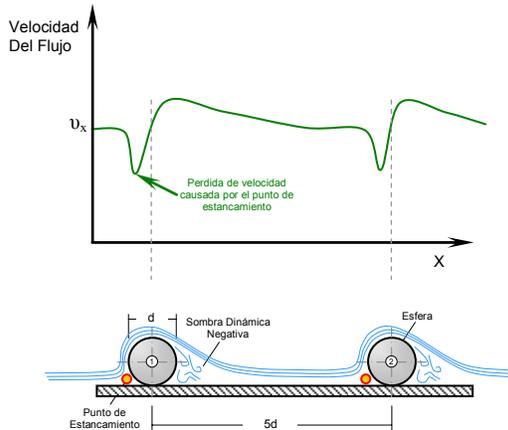
Cuando el flujo de aire circula a través de las esferas, este incurre en una aceleración, obteniendo así una capa límite rica en energía cinética capaz de vencer las fuerzas de presión y las fuerzas de fricción.

En la figura 22 se observa que las máximas velocidades que alcanza el flujo, se logran a través de las trayectorias que cruzan por encima de las esferas, mientras que las velocidades mínimas se presentaran en los puntos de estancamiento y en los espacios vacíos donde no existe ninguna esfera. Por lo tanto, si las partículas de aire disminuyen su presión será debido al aumentó de su velocidad y viceversa. De igual forma, en esta figura se detalla que el flujo de aire detrás de una serie de esferas produce una "Sombra Dinámica Negativa", la cual es causada por una

⁷ SCHLICHTING, Op. Cit., p.637.

pequeña estela de turbulencia generada al existir una disminución en la presión justamente detrás de estas esferas.

Figura 22. Representación de las esferas sobre una superficie y su diagrama de velocidades⁸



Fuente – Los autores.

5.7.2 Técnicas de control de flujo activas que evitan el desprendimiento de la capa límite.

- **Calentamiento de la superficie.** La técnica de calentamiento de superficie en un perfil aerodinámico consiste en suministrar calor a la superficie del perfil que se encuentra en contacto con el aire, mediante una fuente de alimentación externa con el objetivo de poder hacer una transferencia de calor entre la pared del perfil aerodinámico y la corriente de aire que pasa sobre este, como se muestra en la figura 23.

Figura 23. Representación del calentamiento de la superficie de un perfil aerodinámico



Fuente – Los autores.

⁸ Ibid., p. 638.

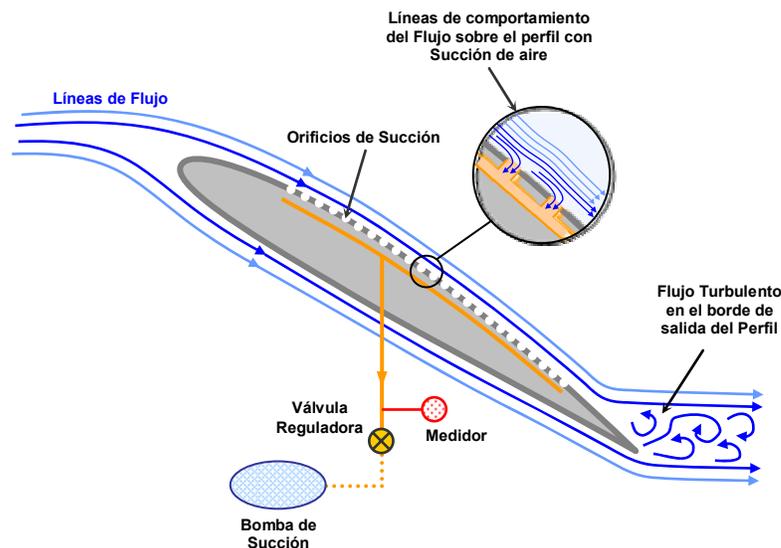
Al existir esta transferencia de calor, la capa límite aumenta su temperatura, lo que conlleva a tener por ende un incremento de su viscosidad y su densidad, produciendo un aumento en las fuerzas de fricción existentes por el rozamiento de las partículas de aire que se encuentran en contacto con el perfil.

La aplicación de esta técnica hace que se adelante el punto de transición antes que se desprenda la capa límite en un flujo laminar, por medio de un aumento del espesor de esta, el cual se logra aumentando la temperatura y la viscosidad del fluido; es decir que esta técnica es útil en perfiles aerodinámicos en donde su capa límite laminar tiende a desprenderse antes de llegar al punto de transición.

- **Succión.** La succión de la capa límite es una técnica activa de control de flujo, en donde se busca que las partículas del fluido que forman la capa límite laminar no lleguen a formar una capa límite turbulenta o no exista un desprendimiento de la misma.

La técnica de succión de la capa límite consiste en crear una serie de orificios o hendiduras sobre la superficie de un perfil aerodinámico para que por medio de ellas se realice la absorción de las partículas desaceleradas que fluyen a través del perfil, como se muestra en la figura 24, evitando de esta manera que disminuya la velocidad del flujo.

Figura 24. Técnica de succión de la capa límite



Fuente – Los autores.

Detrás de los orificios o hendiduras de absorción se produce una nueva capa límite, que es capaz de mantener la velocidad óptima para que no se produzca un incremento en la presión y por lo tanto se siga obteniendo una fuerza de sustentación adecuada. Además de lo anterior esta técnica de succión logra una disminución de la resistencia de fricción cuando se evita que la capa límite laminar pase a un estado turbulento, debido a que la resistencia por fricción es mayor en una capa límite turbulenta que en una laminar.

- **Inyección.** La técnica de inyección es clasificada como una técnica activa, debido a que necesita una fuente de energía externa para poder controlar el flujo que circula a través de un perfil aerodinámico.

Esta técnica consiste en inyectar o impulsar una cierta cantidad adicional de fluido (aire) dentro del las líneas de corriente de flujo que rodean un perfil aerodinámico y que forman la capa límite en el mismo, con el propósito de:

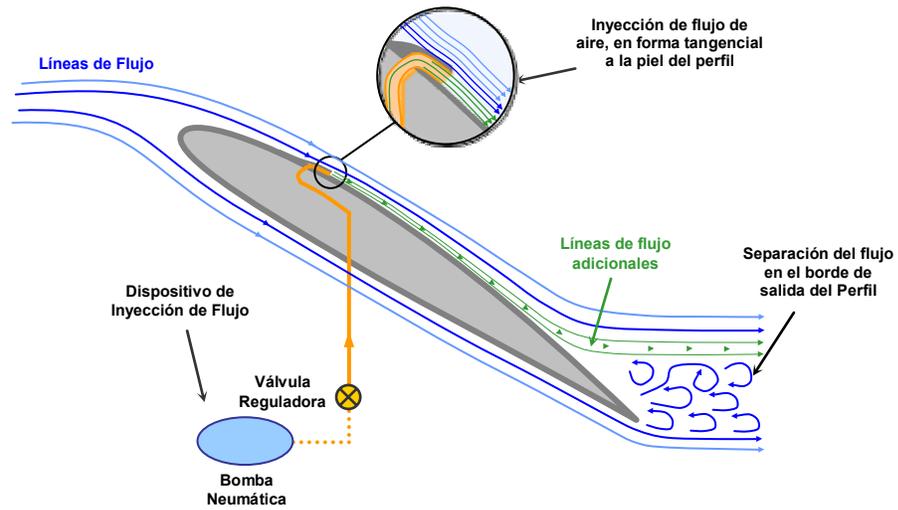
- Aumentar el flujo másico y la energía cinética del fluido que forma la capa límite.
- Controlar el flujo que circula a través del perfil aerodinámico.
- Atrasar el punto de desprendimiento y el punto de transición de la capa límite.

Dependiendo de la cantidad de flujo a inyectar se puede clasificar la técnica de inyección en dos categorías:

- **Inyección Suave.** Los efectos de una inyección suave actúan directamente en la capa límite, ya que afecta principalmente el espesor de la misma incrementando gradual y lentamente dicho espesor a través de la cuerda del perfil aerodinámico, como se muestra en la figura 25.

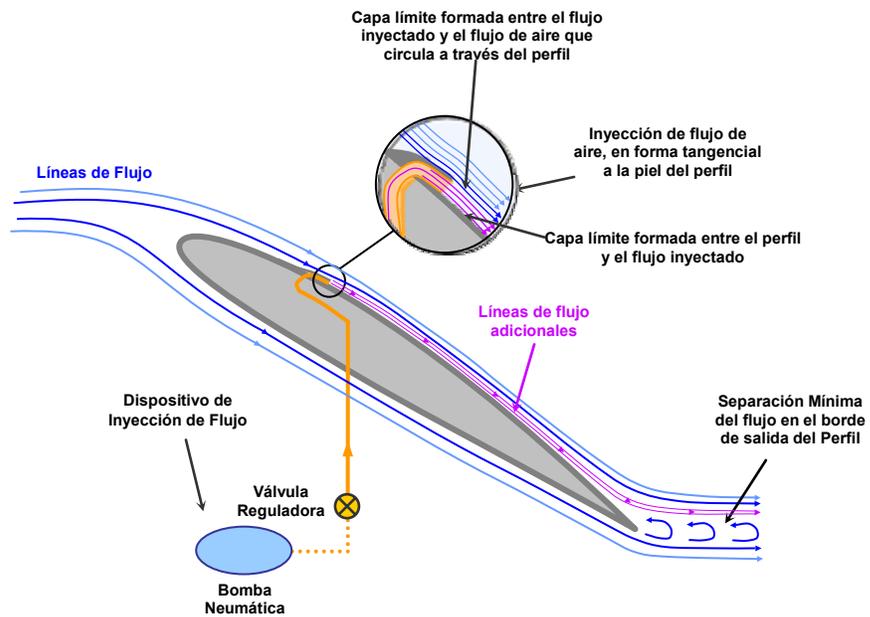
- **Inyección Masiva.** Los efectos de este tipo de inyección actúan en la capa límite y en las capas exteriores de las corrientes del fluido que circula en un perfil aerodinámico, ya que el nuevo flujo inyectado supera la fuerza de fricción del flujo presente causando que la capa límite y las capas exteriores de la corriente del flujo sean levantadas y sustentadas por el fluido inyectado, creándose una nueva capa límite entre estos dos fluidos, como se muestra en la figura 26.

Figura 25. Técnica de Inyección suave en un perfil aerodinámico



Fuente – Los autores.

Figura 26. Técnica de inyección masiva en un perfil aerodinámico



Fuente – Los autores.

6. DESARROLLO INGENIERÍL

El desarrollo ingenieríl se divide de dos fases, en la primera fase se especifica la selección, construcción, experimentación y el análisis de resultados sobre un perfil sin modificaciones; en la segunda fase se especifica, el diseño base, la construcción, aplicación, experimentación y el análisis de resultados de cada una de las técnicas implementadas sobre el perfil seleccionado en la fase 1.

Para determinar cuales son las mejores técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite en un perfil aerodinámico a bajas velocidades, se han realizado una serie de etapas, procedimientos y prácticas, descritos a continuación, los cuales se utilizaron durante el desarrollo de las fases 1 y 2 de este proyecto:

- **Investigación y recopilación de información.** Las investigaciones realizadas sobre el análisis del comportamiento de la capa límite se iniciaron con la búsqueda de información en diferentes textos y documentos científicos publicados por la NASA y la AIAA, en los que se estudia y se abarca la teoría de la capa límite y el control de flujo sobre la misma.

Un estudio y análisis realizado en base a los documentos encontrados, permitió a los integrantes de este proyecto, seleccionar ocho técnicas (Generadores de vórtice, rugosidad, guías de flujo, porosidad, esferas, calentamiento de la superficie, succión e inyección), las cuales fueron analizadas y experimentadas en un perfil aerodinámico a bajas velocidades, con el objetivo de poder determinar las ventajas y desventajas de las mismas

- **Diseño, construcción y aplicación de las técnicas sobre el perfil aerodinámico.** Existen diferentes formas y procedimientos para poder diseñar, construir y aplicar cada una de las diferentes técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite en un perfil aerodinámico. Pero, para la realización de este proyecto se seleccionó de forma aleatoria* una configuración única para cada una de estas técnicas, con lo cual se logro hacer una comparación general entre ellas.

* Cuando se menciona el hecho de seleccionar una técnica en forma aleatoria, se quiere dar a entender que esta selección se realizo a criterio de los autores de esta obra basados en la teoría y documentos sobre el tema.

Adicional a esto se determinó que la mayoría de las técnicas fueran aplicadas en la parte superior en un punto entre el 10% y el 90% de la cuerda del perfil seleccionado en la fase 1, debido a que la mayoría de la información obtenida a cerca del control de la capa límite registra que la implementación de las técnicas fueron efectuadas en esta zona del perfil aerodinámico.

En esta etapa de diseño, construcción y aplicación se modelaron cada una de las configuraciones de las técnicas en Solid Edge; programa en el cual se dimensionaron en 3D, las figuras de los perfiles con su correspondiente técnica para luego así obtener los planos de los mismos.

Para poder aplicar cada una de las técnicas se construyó un elemento modular que esta conformado por unos refuerzos estructurales internos y unos accesorios sobre los que se puede instalar e intercambiar las diferentes pieles formadas, las cuales tienen la geometría del perfil seleccionado en la fase 1. De tal manera que todas las técnicas fueron implementadas en cada una de las diferentes pieles diseñadas y construidas.

El anexo B muestra los planos diseñados para la construcción de las diferentes piles, refuerzos estructurales y accesorios que conforman el perfil aerodinámico.

- **Experimentación.** Una vez construidas las diferentes pieles con su respectiva técnica, se inició la etapa de experimentación la cual consistió en una serie de pruebas en el túnel de viento para obtener los diferentes parámetros aerodinámicos como fuerza de sustentación, fuerza de resistencia al avance y distribución de presiones sobre el perfil aerodinámico.

El túnel de viento utilizado para la realización de todas las pruebas, fue el túnel de viento de la Universidad de San Buenaventura Bogotá. Este túnel de viento HM170 marca Gunt Hamburg, es un túnel abierto de tipo Eiffel subsónico, en donde el aire se aspira del exterior y se expulsa de nuevo al exterior. La sección de prueba de este túnel es de 292 mm de alto x 450 mm de largo y la velocidad de la corriente del aire esta establecida de 0 a 28 m/s.

Todas las pruebas se realizaron a un numero de Reynolds de $1,014 \times 10^5$, 1.352×10^5 y $1,690 \times 10^5$ (estos números de Reynolds se obtuvieron tomando como base una cuerda del perfil aerodinámico igual a 0.1 m una temperatura de 16 °C y una velocidad de operación del túnel de viento de 15 m/s, 20 m/s y 25 m/s respectivamente), y para cada uno de estos números de Reynolds, en las mediciones de sustentación y resistencia al avance se varió cada un grado el ángulo de ataque del perfil aerodinámico, desde -6° hasta un grado después de presentarse la perdida de sustentación sobre el perfil.

Para las mediciones de distribución de presión se varió el ángulo de ataque del perfil cada 2° desde 0° hasta 12°, ya que después de este ángulo de ataque, el flujo que rodea el perfil aerodinámico se comportaba de manera turbulenta, presentándose una gran variación en las medidas de presión. Además para cada una de estas mediciones de presión fue necesaria la instalación de mangueras plásticas de 2 mm de diámetro, el número y la distribución de las mangueras instaladas dependió de la configuración del perfil y la técnica aplicada como se ilustra en la siguiente figura.

Figura 27. Mangueras sobre los perfiles para la medición de presión estática



Fuente – Los autores.

La instalación de las mangueras fue realizada después de haber tomado en el túnel de viento las fuerzas de sustentación y la fuerza de resistencia al avance del perfil.

Estas mangueras fueron conectadas a la toma del medidor electrónico HM 170.60 del túnel de viento, para obtener la distribución de presiones estáticas sobre la superficie del perfil, determinando así por medio de la ecuación 73 el coeficiente de presión (C_p) de la zona donde se aplicaron las diferentes técnicas.

De los anexos F al I se muestran los resultados obtenidos en cada una de las pruebas realizadas en el túnel de viento.

Debido a la variación climática presentada cada día, la temperatura no se mantiene constante al igual que la viscosidad y la densidad del aire, y esta variación de parámetros hacen que el valor de número de Reynolds también varíe.

En cada sesión de pruebas se consulto al **IDEAM** la temperatura local, y con esta temperatura se calculo la velocidad de operación del túnel de viento para cada día, esto con el fin de mantener el valor del número de Reynolds constante a lo largo de todas las pruebas y mediciones de la fuerza de sustentación, la fuerza de resistencia al avance y la distribución de presiones sobre el perfil.

Adicional a esto, antes de cada prueba se realizó la calibración del túnel de viento con el objetivo de evitar la obtención de datos erróneos. Dicha calibración, se logró al someter el transductor de fuerza a una carga conocida, la cual fue comparada con el valor de la fuerza mostrada en la pantalla del transductor de fuerzas HM 170 del túnel de viento, y con lo que se logró obtener una gráfica del margen de error mostrada en el anexo C, la cual siempre se mantuvo constante durante las diferentes calibraciones realizadas en cada sesión de pruebas.

Esta calibración se realizó tanto para la medición de la componente de sustentación como para la medición de la componente de resistencia al avance, como se muestra en las figuras 28, y 29.

Figura 28. Calibración en la componente de sustentación



Fuente – Los autores

Figura 29. Calibración en la componente de resistencia al avance.



Fuente - Los autores

Las diferentes cargas a las que se sometió el transductor de fuerzas fueron de 0.490 N, 0.981 N, 1.471 N, 1.961 N, 2.452 N, 2.942 N, 3.432 N, 3.923 N, 4.13 N y 4.903 N en la componente de sustentación, mientras que en la componente de resistencia al avance se sometió el transductor a las siguientes cargas: 0.4903 N, 0.9806 N, 1.4709 N y 1.9613 N. Estas fuerzas fueron transmitidas al traductor del túnel por medio de una varilla, a la cual se unió una cuerda a una altura de 239 mm de distancia de la misma. De dicha cuerda se colgaron los diferentes pesos mencionados anteriormente. Estos procedimientos pueden ser vistos en las figuras 28 y 29.

Mediante la tabulación y representación grafica en Excel de los valores obtenidos en la calibración del túnel mostrados en el anexo C, se logró obtener las ecuaciones 74 y 75.

$$x = \frac{y - 0.0027}{1.0139} \quad (\text{Ecuación 74})$$

La ecuación 74 fue el factor utilizado para corregir los valores arrojados por el túnel de viento de la componente de sustentación, donde (y) es el valor mostrado en la pantalla del amplificador de fuerzas del túnel de viento en la componente de sustentación, y (x) el valor real de la fuerza medida.

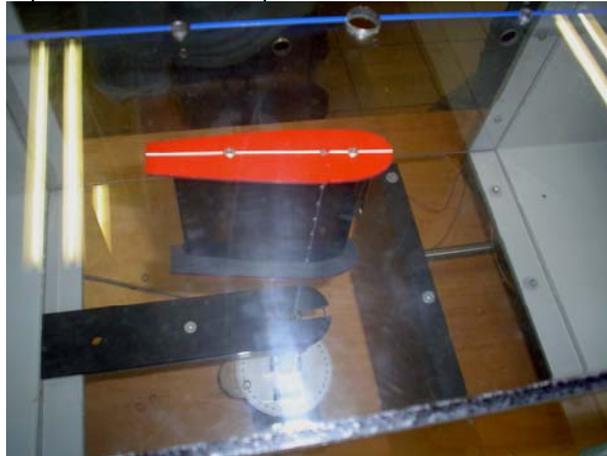
$$x = \frac{y - (7 \times 10^{-5})}{1.4011} \quad (\text{Ecuación 75})$$

La ecuación 75 fue el factor utilizado para corregir los valores arrojados por el túnel de viento de la componente de resistencia al avance, donde (y) es el valor

mostrado en la pantalla del amplificador de fuerzas del túnel de viento en la componente de resistencia al avance, y (x) el valor real de la fuerza medida.

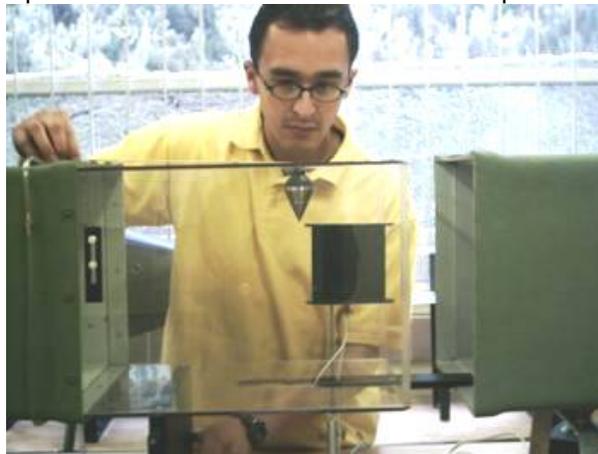
En esta etapa también fue necesario colocar una tira de papel adhesivo en la sección medidora del túnel y en las aletas del perfil aerodinámico, como se muestra en la figura 30, esto con el fin de asegurar el posicionamiento del perfil a un ángulo de cero grados, evitando de esta manera los errores de medición presentados por la mala posición y ajuste de este perfil en el túnel de viento. Para poder obtener esta posición y ajuste exacto, las dos líneas de papel adhesivo se alinearon en el mismo eje paralelamente en la posición de cero grados la cual es mostrada en el indicador de ángulos de ataque. La alineación entre estas dos tiras de papel adhesivo fue alcanzada por medio de una plomada, la cual se hacía recorrer a lo largo de la marca del papel adhesivo puesto en las aletas del perfil aerodinámico como se muestra en la figura 31.

Figura 30. Alineación del perfil aerodinámico por medio de las dos tiras de papel adhesivo.



Fuente – Los autores

Figura 31. Alineación del perfil aerodinámico en el túnel de viento por medio de una plomada.



Fuente – Los autores

▪ **Análisis de resultados.** Todos los datos recopilados en la experimentación se tabulan, grafican y analizan en esta etapa. El análisis de los resultados se basa en la comparación entre los valores obtenidos del perfil sin modificaciones seleccionado en la fase 1 y los valores obtenidos de la aplicación de las técnicas en este perfil, con el propósito de poder establecer las ventajas y desventajas de cada una de las técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite. En esta etapa todos los datos obtenidos de fuerza y presiones arrojados por el túnel de viento se transformaron por medio de las ecuaciones 70, 71 y 73 en coeficientes.

Para el análisis de las mediciones de fuerza de resistencia al avance de cada uno de los perfiles fabricados en la fase 1 y fase 2, se tuvo que realizar en la etapa de experimentación una prueba especial en donde se monto en el túnel de viento únicamente aquellos accesorios adicionales a la piel del perfil, ya que estos accesorios crean una fuerza de resistencia al avance adicional, la cual fue restada, a todas las mediciones de fuerza de resistencia al avance obtenidos en la etapa experimental.

Adicional a lo anterior también fue necesario obtener un margen de error por medición para los coeficientes de sustentación y distribución de presiones, con el objetivo de tener la incertidumbre presentada en estos valores. Este margen de error por mediciones se indica en las tablas del anexo E.

Las graficas analizadas en esta etapa muestran del perfil sin modificaciones y de la aplicación de cada técnica:

- La variación del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque (Graficas del Anexo F).
- La variación del coeficiente de resistencia al avance con respecto al coeficiente de sustentación (Graficas del anexo G).
- La variación de la relación entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia al avance con respecto al coeficiente de sustentación (Graficas del anexo H).
- La Variación del coeficiente de presión con respectos al porcentaje de la cuerda del perfil (Graficas del anexo I).

6.1 FASE 1

6.1.1 Selección del perfil de pruebas. La selección del perfil aerodinámico sobre el cual se van a aplicar las técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite, se realizó bajo una estadística en donde se recopilaron 100 aeronaves que vuelan a velocidades del régimen subsónico, dicha estadística y grafica de la misma es mostrada en el anexo A.

A través de esta estadística se determinó que el perfil NACA 23012 era uno de los perfiles aerodinámicos más utilizados en las alas de aeronaves que vuelan a velocidad subsónicas. Por lo tanto el perfil seleccionado para la aplicación de algunas de las técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite es el NACA 23012.

El perfil NACA 23012, es un perfil asimétrico que presenta las siguientes características:

- Espesor máximo del perfil ubicado al 29,5% de la cuerda, y tiene una longitud igual al 12% de la cuerda.
- Radio del borde de ataque igual a 1.58% de la cuerda.
- Espesor del borde de fuga de 0.2520% de la cuerda.

6.1.2. Construcción del perfil NACA 23012 sin modificaciones.

• **Construcción de pieles.** Para la construcción del perfil NACA 23012 se investigaron los puntos de estaciones y coordenadas del perfil, los cuales permitieron modelar la configuración de este perfil en Solid Edge. Los puntos de estas coordenadas y estaciones son descritos en la tabla 2 y graficados en la figura 32.

Tabla 2. Estaciones y coordenadas de la superficie superior e inferior del perfil NACA 23012

NACA 23012			
Upper surface		Lower surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	2,67	1,25	-1,23
2,50	3,61	2,50	-1,71
5,00	4,91	5,00	-2,26

NACA 23012

Upper surface		Lower surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
7,50	5,80	7,50	-2,61
10,00	6,43	10,00	-2,92
15,00	7,19	15,00	-3,50
20,00	7,50	20,00	-3,97
25,00	7,60	25,00	-4,28
30,00	7,55	30,00	-4,46
40,00	7,14	40,00	-4,48
50,00	6,41	50,00	-4,17
60,00	5,47	60,00	-3,67
70,00	4,36	70,00	-3,00
80,00	3,08	80,00	-2,16
90,00	1,68	90,00	-1,23
95,00	0,92	95,00	-0,70
100,00	0,13	100,00	-0,13
L.E. radius: 1.58% de la cuerda			

Fuente – Xfoil.

Figura 32. Perfil NACA 23012



Fuente –Solid Edge.

Posterior a esto, se realizaron los planos 1E y 1 correspondientes a la configuración del perfil NACA 23012, mostrados en el anexo B.

Con la ayuda de los planos del perfil NACA 23012, realizados en Solid Edge, se creo un molde en madera como se muestra en la figura 33.

Este molde de madera fue elaborado por secciones dejando un agujero de 3mm de diámetro en el medio de estas, para poder insertar una guía, y así poder unir las diferentes secciones que suman 9 en total.

Cada una de las secciones posee un espesor de 13 mm, creando así un molde cuya distancia transversal de la raíz a la punta del perfil aerodinámico es de 117 mm. Estas secciones fueron pegadas entre sí con un pegamento tipo industrial para dar rigidez al molde y poder mantener unidas cada una de las secciones.

Figura 33. Molde para la fabricación de las pieles de los perfiles aerodinámicos



Fuente – Los autores.

Luego de unir estas secciones, se aplicó masilla a la superficie para dar un acabado parejo y así poder eliminar las irregularidades sobre la superficie, teniendo precaución de que cada vez que se aplicara esta masilla estuviese totalmente simétrica y pareja a lo largo del perfil. Después de que ha secado la masilla en la superficie, se realizó un pulido por medio de lija para disminuir asperezas. Luego de obtener el molde en madera se procedió a la fabricación de las pieles de los perfiles NACA 23012.

Para la construcción del perfil sin modificaciones se cortaron láminas de aluminio 2024 de 10 cm por 30 cm, con el objetivo de poder construir un perfil aerodinámico con 0.10 m de cuerda y un área de referencia de 0.01 m^2 . La lámina cortada y el molde se prensaron como se muestra en la figura 34.

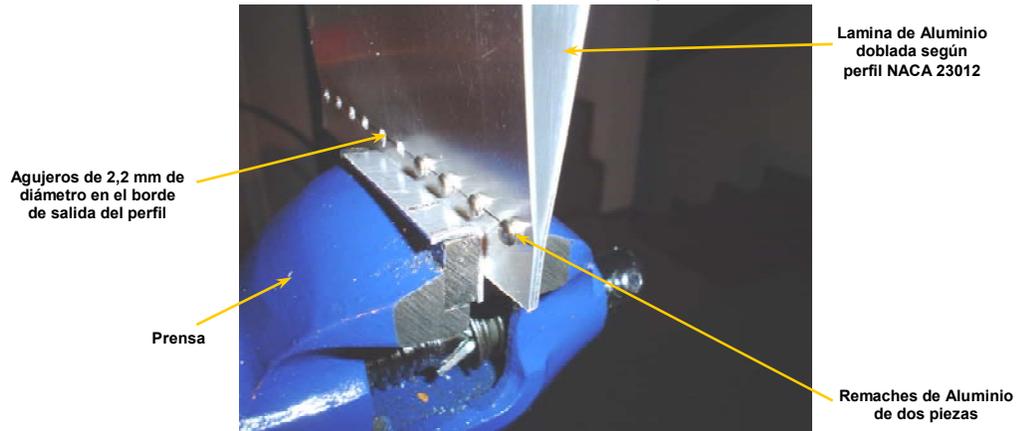
Figura 34. Prensado de molde con lámina para construcción del perfil NACA 23012



Fuente – Los autores.

Esta lámina se dobla manualmente y luego se prensó, para poder realizar las perforaciones de 2,2 mm de diámetro en el borde de salida, en donde se instalaron remaches para la unión de este, tal y como se muestra en la figura 35.

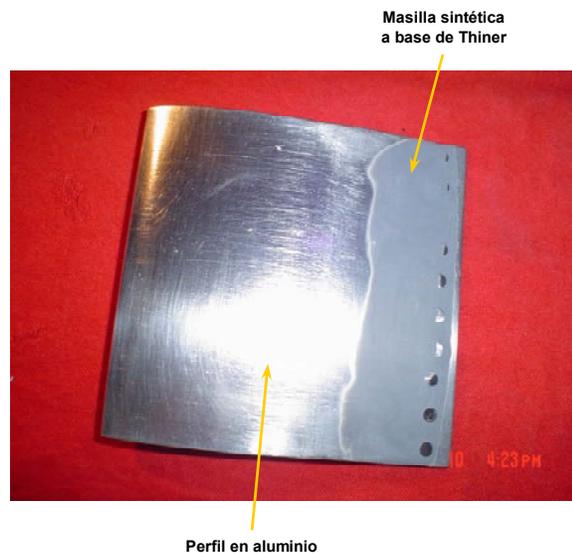
Figura 35. Instalación de remaches en el borde de salida del perfil



Fuente – Los autores

Luego de unir los bordes de salida del perfil este quedaba con un espesor de 2 mm, el cual se redujo a 1 mm por medio de una lima plana y posterior a esto se procedió a recubrir los remaches con una masilla sintética a base de thiner, para así poder ocultar los remaches, tal como se ilustra en la figura 36.

Figura 36. Recubrimiento de los remaches



Fuente – Los autores.

Después de secada esta masilla se lijo la superficie para eliminar las irregularidades y asperezas en ella. Luego de lijar se brilló la superficie con una esponja de hebras metálicas con la que se le dio un mejor acabado y finalmente se recubrió la totalidad de la superficie de la piel del perfil con un papel adhesivo a base de polivinilo de color negro, pero para algunas pieles este recubrimiento se realizo por medio de una pintura negra en aerosol.

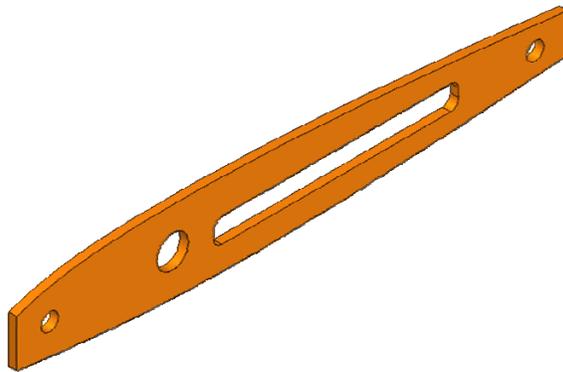
El procedimiento de cortado, enmasillado, pulido y recubrimiento, se realizó para la construcción de doce (10) perfiles, con el propósito de obtener perfiles básicos y similares con una cuerda de 100 mm y un área de 0.01 m², a los cuales se les fuese fácil aplicar las técnicas correspondientes.

- **Construcción de refuerzos estructurales.**

- **Construcción de costillas.** Las costillas son refuerzos estructurales internos de las pieles de los perfiles, las cuales fueron diseñadas y construidas con el fin de proporcionar soporte y unión entre la estructura del perfil.

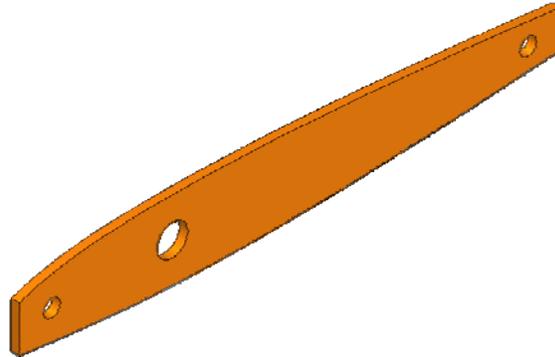
Las figuras 37 y 38 muestran el diseño modular de estas costillas. Este tipo de diseño hace que estas costillas se puedan ensamblar y desensamblar al perfil con mucha más facilidad.

Figura 37. Costilla 1 - A de la raíz del perfil aerodinámico



Fuente – Solid Edge.

Figura 38. Costilla 1 - B de la punta del perfil aerodinámico

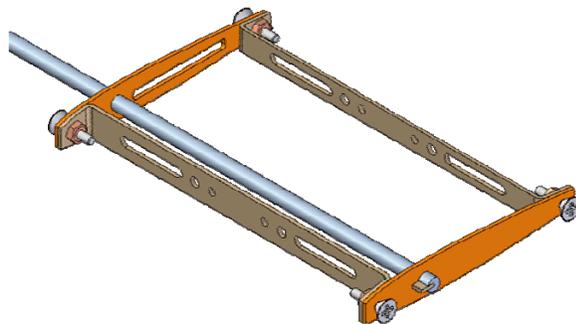


Fuente- Solid Edge.

Para la construcción de este tipo de refuerzos se realizó primero sus diseños en Solid Edge como se muestra en los planos 4 y 5 del anexo B, luego se procedió a plottear el contorno de las piezas en papel polivinilo autoadhesivo, para que en el momento de la fabricación se facilitara su corte y bordeado.

En la elaboración de estas costillas se utilizó lámina de aluminio 2024, de 1 mm de espesor, la cual fue cortada y pulida, luego se le realizaron los correspondientes agujeros descritos en los planos 4 y 5 del anexo B. Estos agujeros fueron hechos con el propósito de unir las diferentes piezas de refuerzo del perfil, permitir el paso de las mangueras utilizadas en las tomas de presión estáticas y para guiar y permitir el paso de la varilla de acero plata a través del perfil, tal como se muestra en figura 39.

Figura 39. Costillas y varilla de acero plata

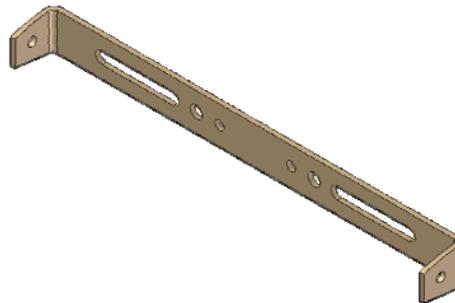


Fuente – Solid Edge.

▪ **Construcción de largueros.** Los largueros son refuerzos estructurales internos de las pieles de los perfiles, los cuales fueron diseñados y construidos con el fin de proporcionar soporte y unión entre la cuerda de punta y la raíz del perfil.

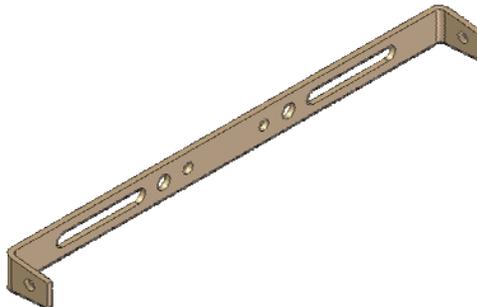
El diseño modular de estos largueros, hace que se puedan ensamblar y desensamblar al perfil con mucha más facilidad. Cada uno de estos refuerzos son mostrados en las figuras 40 y 41.

Figura 40. Larguero 2 – A



Fuente – Solid Edge.

Figura 41. Larguero 2 - B

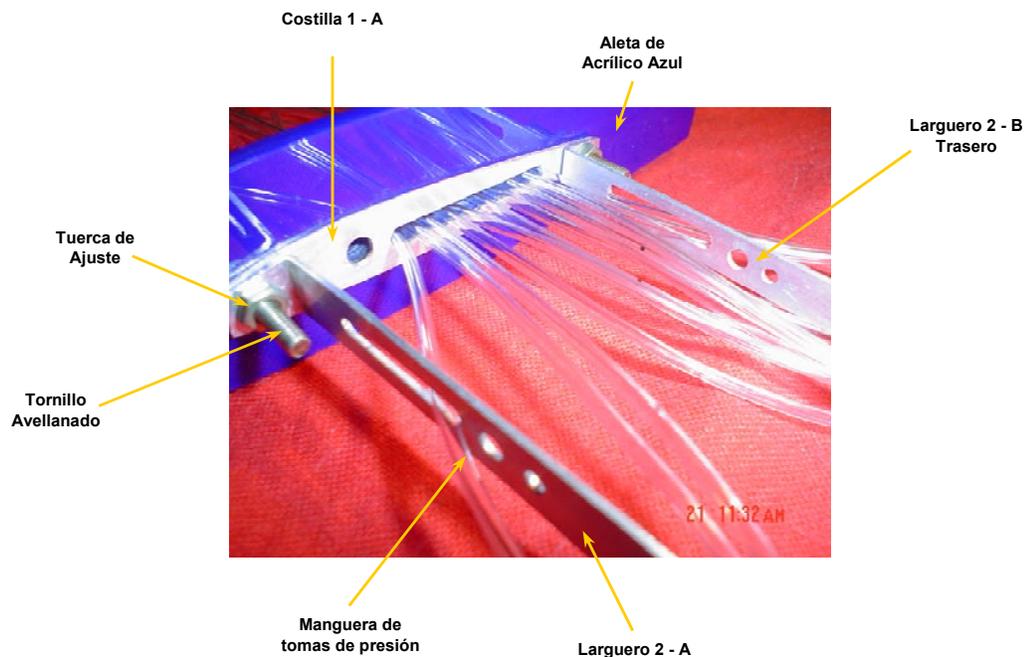


Fuente – Solid edge.

Para la fabricación de estos refuerzos estructurales 2 - A, y 2 - B, al igual que las costillas se realizaron primero sus diseños en Solid Edge como se muestra en los planos 6 y 7 del anexo B. Posterior a esto se procedió a plottear estos en polivinilo autoadhesivo, para que en el momento de su fabricación se facilitara su bordeado y contorneado.

La elaboración de estos refuerzos se realizó utilizando una lámina de aluminio 2024 de 1 mm de espesor, la cual fue cortada y pulida respectivamente, luego se le realizaron los correspondientes agujeros descritos en los planos 6 y 7 del anexo B. Estos agujeros fueron hechos con el propósito de unir las diferentes piezas de refuerzo del perfil y para insertar las mangueras utilizadas en las tomas de presión estáticas como se muestra en figura 42.

Figura 42. Largueros 2 – A y 2 – B ensamblados



Fuente – Los autores

- **Construcción de accesorios:**

- **Construcción de aletas.** Estas aletas fueron diseñadas y construidas para aproximar el comportamiento del perfil a un ala en 2D. Las Aletas fueron construidas a partir de los planos 2, 3, 12, 13, y 15 del anexo B, los cuales se realizaron en Solid Edge, y fueron impresos en plotter de corte en polivinilo de color negro y fueron luego adheridos sobre la superficie de trabajo. Estas aletas fueron cortas y pulidas como se muestra en la figura 43.

Figura 43. Construcción de Aletas

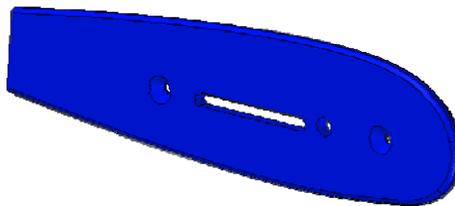


Fuente – Los autores.

Se construyeron 3 pares de aletas diferentes según como se especifica a continuación:

- El primer par se construyó en acrílico azul de 3 mm de espesor como se muestra en las figuras 44 y 47, las cuales fueron utilizadas en los modelos del perfil sin modificaciones, generadores de vórtice, rugosidad, guías de flujo, porosidad y esferas.

Figura 44. Aleta en acrílico color azul

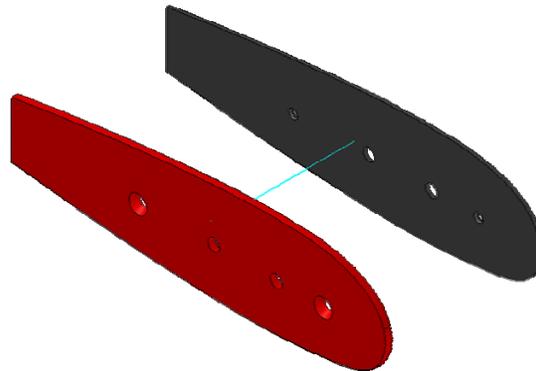


Fuente – Solid Edge.

- El segundo par esta construido en acrílico rojo, de 2 mm de espesor al cual se le adicione a una de sus caras una lámina de caucho de 1 mm de espesor, como se

muestra en las figuras 45 y 47. Este tipo de configuración se realizó con el propósito de aislar o de crear un efecto hermético en el perfil de succión e inyección.

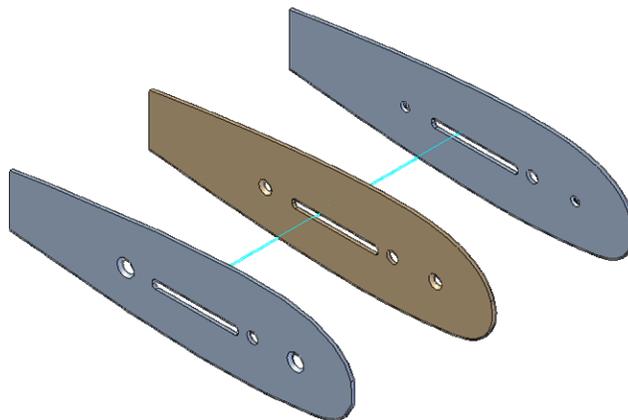
Figura 45. Aleta en acrílico color rojo



Fuente – Solid Edge.

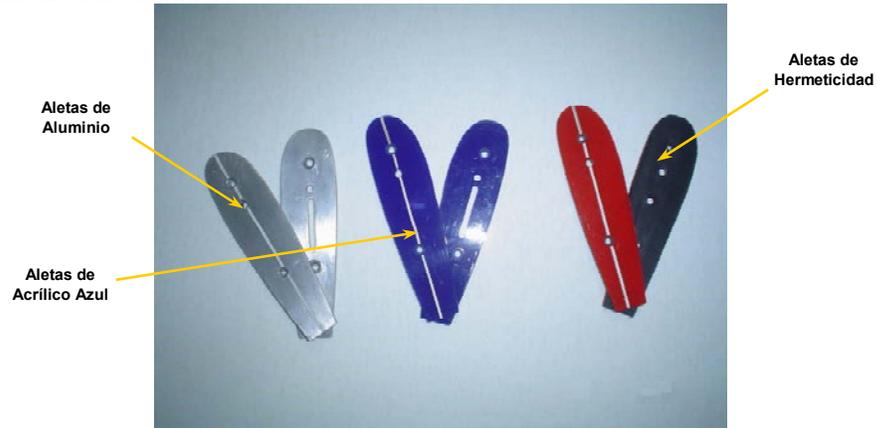
- El tercer par de aletas fueron construidas en aluminio 2024 a las cuales se les adicionó cartón térmico aislante en forma de sandwich entre las dos láminas de aluminio, como se muestra en las figuras 46 y 47. Estas aletas fueron usadas en la implementación de la técnica de calentamiento de la superficie.

Figura 46. Aletas de Aluminio y cartón



Fuente – Solid Edge.

Figura 47. Aletas Construidas.



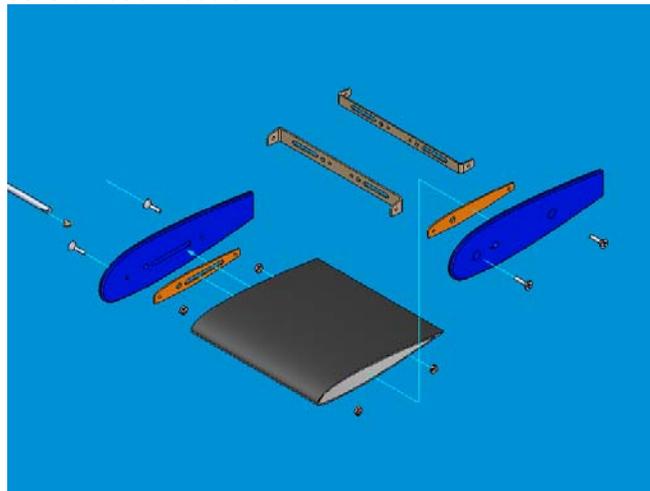
Fuente – Los autores.

- **Corte de varilla acero plata.** La varilla de acero plata es una varilla de 4 mm de diámetro y 292 mm de largo. Estos valores fueron adquiridos según los requisitos de operación del túnel de viento y son mostrados en el plano 8 del anexo B.

Esta varilla hace parte del diseño y construcción de los perfiles debido a que es necesaria para realizar la instalación de los mismos en la sección medidora del túnel de viento.

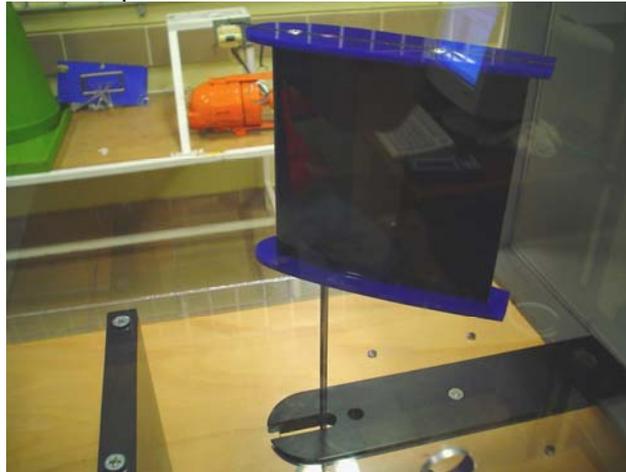
- **Ensamble de la unidad modular.** Aquí se unieron todas las partes descritas anteriormente como se muestra en la figura 48 con el fin de crear un perfil aerodinámico modular apto para poder ser utilizado en el túnel de viento como se muestra en la figura 49.

Figura 48. Ensamble de la unidad modular



Fuente – Solid Edge.

Figura 49. Ensamblado final del perfil NACA 23012



Fuente- Los autores.

6.1.3 Experimentación del perfil sin modificaciones: Las pruebas realizadas bajo las condiciones mostradas en las tablas 3 y 4 permitieron medir las fuerzas de sustentación, las fuerzas de resistencia al avance y distribución de presiones generadas sobre un perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 3. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 sin modificaciones

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Perfil NACA 23012 sin modificaciones	Temperatura local: 16 °C
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15 m/s, 20 m/s y 25 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 18°

Fuente – Los autores.

Tabla 4. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 sin modificaciones

MEDICIÓN DE DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES	
Perfil NACA 23012 sin modificaciones	Temperatura local: 17,5 °C Numero de mangueras: 12
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15.1 m/s, 20.1 m/s y 25.2 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada dos grados entre 0° y 12°

Fuente – Los autores.

6.1.4 Análisis de resultados. La interpretación y el análisis de las mediciones obtenidas del perfil NACA 23012 sin modificaciones en la etapa de experimentación, se detallan en la siguiente tabla:

Tabla 5. Análisis de los resultados obtenidos en las pruebas del perfil NACA 23012 sin modificaciones

Anexo	Graficas	Descripción	Análisis de los resultados obtenidos en las pruebas del perfil NACA 23012 sin modificaciones
F	1,2,3	C_l Vs. α	<p>-Para un $Re = 1.014 \times 10^5$ el perfil alcanzo un $c_{l_{max}}$ de 0.96 con un ángulo de ataque de 16°.</p> <p>-Para un $Re = 1.352 \times 10^5$ el perfil alcanzo un $c_{l_{max}}$ de 1.18 con un ángulo de ataque de 16°.</p> <p>-Para un $Re = 1.69 \times 10^5$ el perfil alcanzo un $c_{l_{max}}$ de 1.44 con un ángulo de ataque de 16°</p>
G	1,2,3	C_d Vs. C_l	<p>-Para un $Re = 1.014 \times 10^5$ el perfil alcanzo un $C_{d,0}$ de 0.007 y en $c_{l_{max}}$ el perfil alcanzo un C_d de 0.109.</p> <p>-Para un $Re = 1.352 \times 10^5$ el perfil alcanzo un $C_{d,0}$ de 0.008 y en $c_{l_{max}}$ el perfil alcanzo un C_d de 0.078.</p> <p>-Para un $Re = 1.69 \times 10^5$ el perfil alcanzo un $C_{d,0}$ de 0.008 y en $c_{l_{max}}$ el perfil alcanzo un C_d de 0.058.</p>
H	1,2,3	C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$	<p>-Para un $Re = 1.014 \times 10^5$ el perfil alcanzó un $\frac{C_l}{C_d}$ máximo de 31 cuando C_l era 0.23.</p> <p>-Para un $Re = 1.352 \times 10^5$ el perfil alcanzó un $\frac{C_l}{C_d}$ máximo de 37.5 cuando C_l era 0.31.</p> <p>-Para un $Re = 1.69 \times 10^5$ el perfil alcanzó un $\frac{C_l}{C_d}$ máximo de 50.20 cuando C_l era 0.66</p>
I	1-21	C_p Vs. $\frac{x}{c}$	<p>-Para todos los Reynolds y ángulo evaluados entre el 0% y el 25% del $\frac{x}{c}$ se presentó una disminución de los valores C_p y del 25% al 100% del $\frac{x}{c}$ se presentó un aumento de los vales de C_p.</p>

Fuente – Los autores.

6.2 FASE 2

6.2.1 Generadores de vórtice.

• **Diseño, construcción y aplicación.** La implementación de esta técnica sobre el perfil NACA 23012, se desarrolló de manera experimental*, de acuerdo con la información suministrada en el reporte de la NASA titulado “Review of research on low -profile vortex generators to control boundary-layer separation”⁹.

En este documento se concluye que para una velocidad alrededor de los 20 m/s, la mejor configuración para la aplicación de los generadores de vórtice como medio de control de separación de capa límite, es la implementación de generadores de vórtice tipo convencional divergente.

Para poder implementar estos generadores de vórtice tipo convencional divergente, se tuvo en cuenta para su diseño, la siguiente geometría, tamaño, orientación y ubicación descritos en el reporte de la NASA anteriormente mencionado:

$$\frac{h}{\delta} \approx 0.8; \quad \frac{e}{h} \approx 2; \quad \frac{\Delta z}{h} \approx 4; \quad a \approx h; \quad \beta = \pm 15^\circ$$

Donde (h), es la altura de los generadores de vórtice, (δ) es el espesor de una capa límite laminar presente en el la superficie aerodinámica, (e) es la longitud de los generadores de vórtice, (Δz) es la distancia entre los generadores de vórtice que se encuentran paralelos entre sí, (a) es la distancia inicial que existe entre los generadores de vórtice que forman un canal divergente entre sí y (β) es el ángulo de inclinación de los generadores de vórtice, con respecto a la dirección del flujo.

Para poder obtener los valores de h , e , Δz y a , fue necesario hallar el valor del espesor de la capa límite para el perfil NACA 23012.

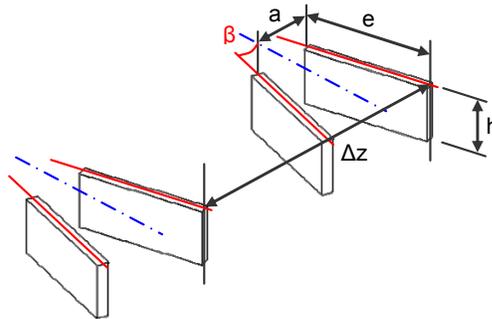
Debido a que las pruebas en el túnel de viento se realizaron a un número de Reynolds de $Re_1 = 1.014 \times 10^5$, $Re_2 = 1.352 \times 10^5$ y $Re_3 = 1,690 \times 10^5$, fue necesario hallar el espesor de la capa límite para cada uno de estos número de Reynolds, y posteriormente fue necesario realizar un promedio entre estos tres espesores para

* Cuando se menciona el hecho de seleccionar una técnica en forma experimental, se quiere dar a entender que esta selección se realizo a criterio de los autores de esta obra basados en la teoría y documentos sobre el tema.

⁹ LIN, John C. Review of research on low -profile vortex generators to control boundary-layer separation. Hampton, VA, USA: NASA.

obtener así un espesor de la capa límite equivalente, con el que se calcularon los parámetros descritos en la figura 50.

Figura 50. Configuración de los generadores de vórtice convencionales tipo divergente



Fuente – Los autores

Para el cálculo del espesor de la capa límite en el perfil NACA 23012, se utilizó la ecuación (63), ya que se asumió que el flujo que recorre este perfil aerodinámico antes del 25% de la cuerda, se comporta de manera laminar, debido a que su número de Reynolds no excede el valor de $Re = 5 \times 10^5$ y no existe un elemento que provoque una perturbación del flujo.

Entonces de acuerdo a la ecuación 63:

$$\delta = \frac{5.0x}{\sqrt{Re_x}}$$

El espesor de la capa límite para Re_1 , Re_2 y Re_3 es:

$$\delta_{Re_1} = \frac{5.0x}{\sqrt{Re_1}} = \frac{5.0 \cdot 100 \text{ mm}}{\sqrt{1.014 \times 10^5}} = 1.57 \text{ mm}$$

$$\delta_{Re_2} = \frac{5.0x}{\sqrt{Re_2}} = \frac{5.0 \cdot 100 \text{ mm}}{\sqrt{1.352 \times 10^5}} = 1.39 \text{ mm}$$

$$\delta_{Re_3} = \frac{5.0x}{\sqrt{Re_3}} = \frac{5.0 \cdot 100 \text{ mm}}{\sqrt{1.69 \times 10^5}} = 1.21 \text{ mm}$$

Para los espesores δ_{Re_1} , δ_{Re_2} y δ_{Re_3} se determinó que el espesor promedio entre estos es igual a:

$$\delta_{Promedio} = 1.38 \text{ mm}$$

Una vez obtenido el espesor promedio de la capa límite sobre el perfil aerodinámico, se procedió a calcular los parámetros de configuración de diseño de los generadores de vórtice tipo convencional divergente:

Para obtener la altura del generador de vórtice, se tiene que:

$$\begin{aligned}\frac{h}{\delta} &\approx 0.8 \\ h &\approx 0.8 \cdot \delta \\ h &\approx 0.8 \cdot 1.38 \text{ mm} \\ h &\approx 1.10 \text{ mm}\end{aligned}$$

Posterior a esto, se calcula la longitud del generador de vórtice, la cual es:

$$\begin{aligned}\frac{e}{h} &\approx 2 \\ e &\approx 2 \cdot h \\ e &\approx 2 \cdot 1.10 \text{ mm} \\ e &\approx 2.2 \text{ mm}\end{aligned}$$

La distancia entre los generadores de vórtice que se encuentran paralelos entre sí, se obtiene por:

$$\begin{aligned}\frac{\Delta z}{h} &\approx 4 \\ \Delta z &= 4 \cdot h \\ \Delta z &= 4 \cdot 1.10 \text{ mm} \\ \Delta z &= 4.4 \text{ mm}\end{aligned}$$

Luego se calculó la distancia entre los generadores de vórtice que forman un canal divergente entre sí:

$$\begin{aligned}a &\approx h \\ a &\approx 1.10 \text{ mm}\end{aligned}$$

Por otra parte, para poder determinar que tan eficiente puede llegar a ser esta técnica, se implementó otro tipo de configuración de forma experimental, con el que se busca comparar sus resultados con la configuración anteriormente descrita.

Los parámetros de este otro tipo de configuración son:

$$\frac{h}{\delta} \approx 1.5; \quad \frac{e}{h} \approx 2.5; \quad \frac{\Delta z}{h} \approx 4; \quad a \approx h; \quad \beta = \pm 15^\circ$$

En donde al igual que la configuración anterior, se tiene que el espesor equivalente de la capa límite es igual $\delta_{Pr_{medio}} = 1.38 \text{ mm}$ y por ende el cálculo de h es:

$$\begin{aligned} \frac{h}{\delta} &\approx 1.5 \\ h &\approx 1.5 \cdot \delta \\ h &\approx 1.5 \cdot 1.38 \text{ mm} \\ h &\approx 2 \text{ mm} \end{aligned}$$

Posterior a esto, se calculó la longitud del generador de vórtice, la cual es:

$$\begin{aligned} \frac{e}{h} &\approx 2.5 \\ e &\approx 2.5 \cdot h \\ e &\approx 2.5 \cdot 2 \text{ mm} \\ e &\approx 5 \text{ mm} \end{aligned}$$

La distancia entre los generadores de vórtice que se encuentran paralelos entre sí, es:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta z}{h} &\approx 4 \\ \Delta z &= 4 \cdot h \\ \Delta z &= 4 \cdot 2 \text{ mm} \\ \Delta z &= 8 \text{ mm} \end{aligned}$$

Luego se calculó la distancia entre los generadores de vórtice que forman un canal divergente entre sí:

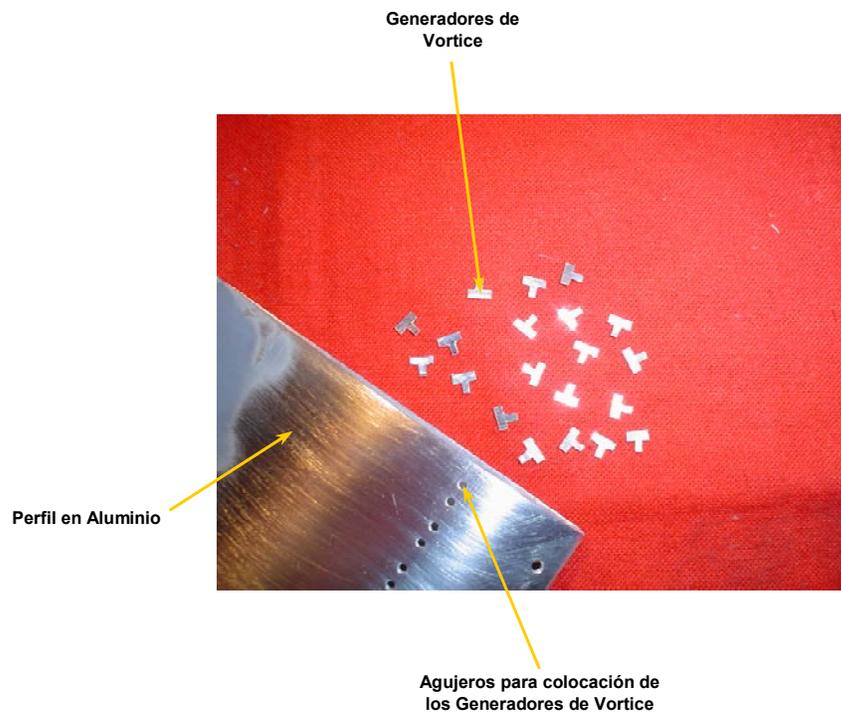
$$\begin{aligned} a &\approx h \\ a &\approx 2 \text{ mm} \end{aligned}$$

Una vez calculado todos los valores de geometría, tamaño, orientación y ubicación de los dos tipos de configuraciones, se procedió a la elaboración de los planos 3E, 7E, 10 y 19 en Solid Edge, los cuales son mostrados en el anexo B. Cada uno de estos planos describe la configuración de los generadores de vórtice tipo convencional divergente sobre un perfil NACA 23012.

Con base en los planos, se inicio el proceso de construcción de esta técnica para las dos configuraciones escogidas, siendo la fabricación de la piel el primer paso de construcción, seguido de la delineación sobre la parte superior del perfil para la ubicación de los generadores de vórtice sobre esta, luego se realizaron agujeros de un milímetro de diámetro en la piel, como se indica en los planos 10 y 19 del anexo B y como se muestra en la figura 51.

Una vez realizados los agujeros, se procedió a la fabricación de los generadores de vórtice a partir de una lamina de aluminio 2024 con un espesor de 0.2 mm, los cuales fueron cortados en forma de T, como se muestra en la figura 51.

Figura 51. Instalación de los generadores de vórtice



Fuente - Los autores.

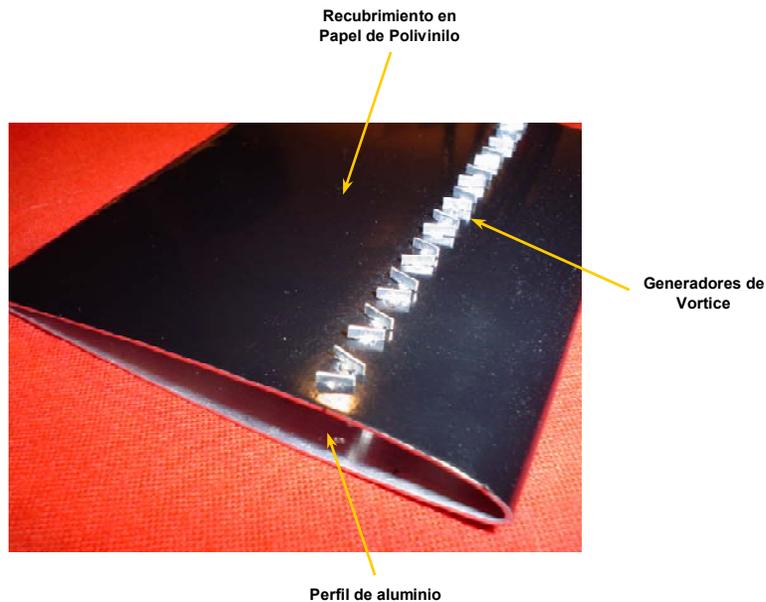
Con los agujeros en la superficie superior del perfil, al 25% de la cuerda, se inicio el proceso de recubrimiento del perfil aerodinámico con un papel de polivinilo color negro y después de esto se insertaron y pegaron los generadores de vórtice en los agujeros, para obtener un perfil aerodinámico como se muestra en la figuras 52 y figura 53.

Figura 52. Perfil aerodinámico NACA 23012 con generadores de vórtice con una altura de 1.1 mm y con un largo de 2.2 mm



Fuente – Los autores.

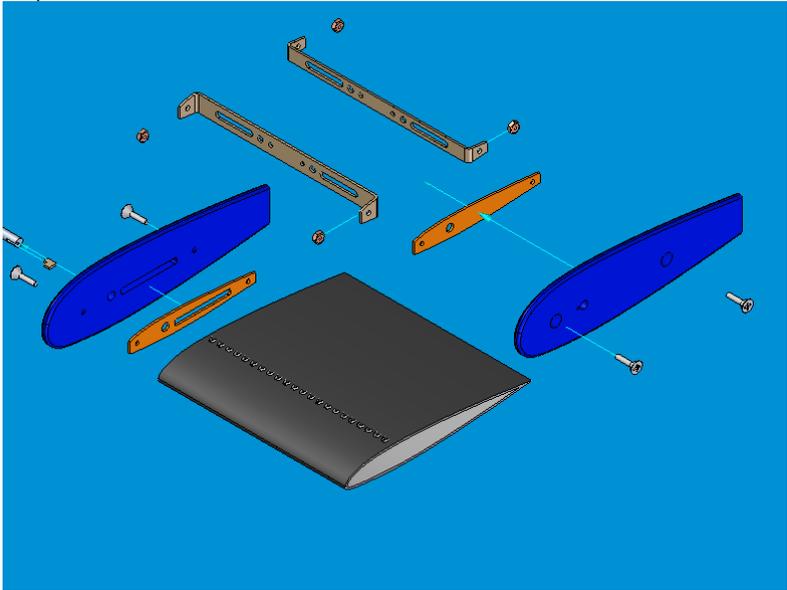
Figura 53. Perfil aerodinámico NACA 23012 con generadores de vórtice con una altura de 2 mm y con un largo de 5 mm



Fuente – Los autores

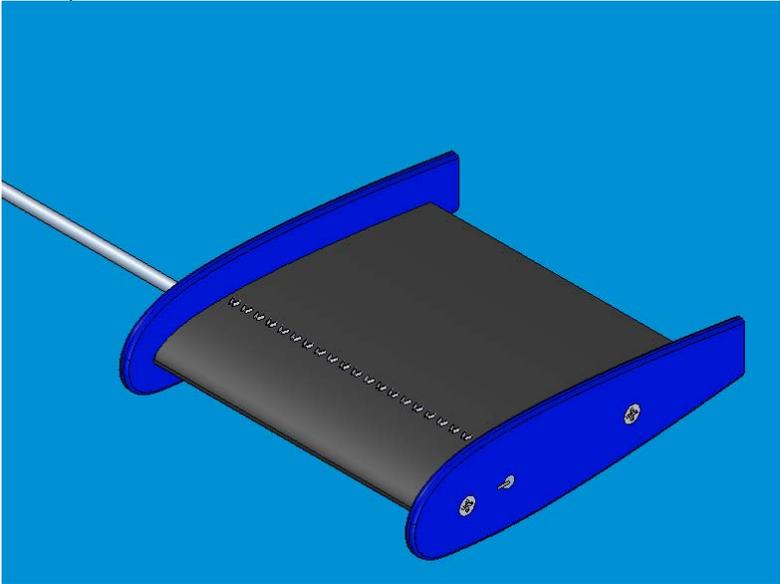
Por ultimo se ensamblaron las pieles con sus diferentes accesorios y refuerzos estructurales como se muestra en la figura 54 a la figura 57 para así poder realizar la experimentación en el túnel de viento.

Figura 54. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtices ($h=1.1$ mm)



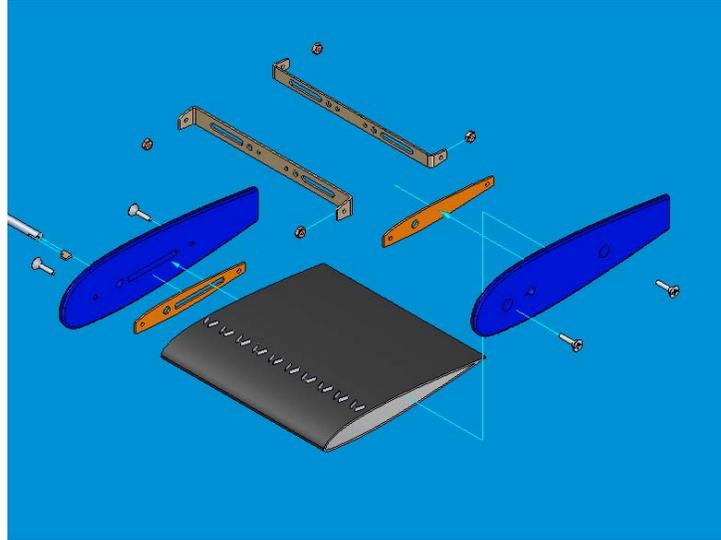
Fuente – Solid Edge.

Figura 55. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtices ($h=1.1$ mm)



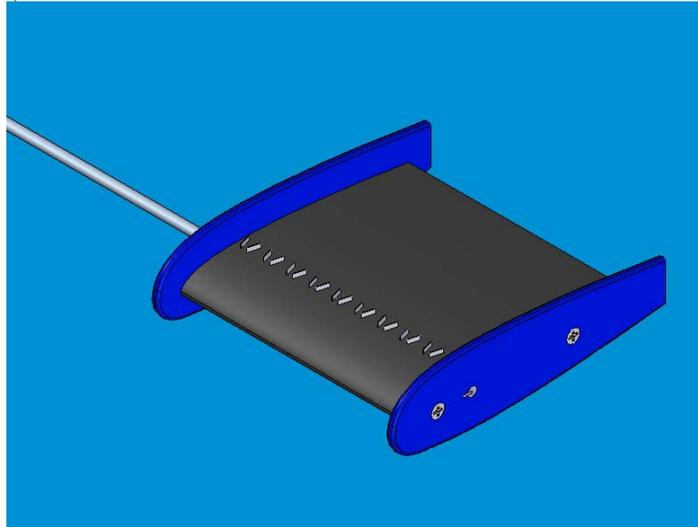
Fuente – Solid Edge.

Figura 56. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtices ($h=2\text{ mm}$)



Fuente – Solid Edge

Figura 57. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtices ($h=2\text{ mm}$)



Fuente – Solid Edge.

- **Experimentación.** Las pruebas realizadas bajo las condiciones mostradas en las tablas 6, 7 y 8 permitieron medir las fuerzas de sustentación, las fuerzas de resistencia al avance y distribución de presiones generadas sobre un perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtice.

Tabla 6. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtice ($h = 1.1$ mm)

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE			
Técnica implementada: Generadores de vórtice			Temperatura local: 15.3 °C
$h = 1.1$ mm	$e = 2.2$ mm	$\Delta z = 4.4$ mm	$a = 1.1$ mm
Variaciones	Descripción		
Velocidad de operación del túnel de viento	14.9 m/s, 19.9 m/s y 24.9 m/s		
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 18°		

Fuente – Los autores.

Tabla 7. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtice ($h = 2$ mm)

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE			
Técnica implementada: Generadores de vórtice			Temperatura local: 14.5 °C
$h = 2$ mm	$e = 5$ mm	$\Delta z = 8$ mm	$a = 2$ mm
Variaciones	Descripción		
Velocidad de operación del túnel de viento	14.9 m/s, 19.9 m/s y 24.8 m/s		
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 15°		

Fuente – Los autores.

Tabla 8. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica generadores de vórtice ($h = 1$ y $h = 2$ mm)

MEDICIÓN DE DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES			
Técnica implementada: Generadores de vórtice			Temperatura local: 17 °C
			Numero de mangueras: 9 c/u
$h = 1.1$ mm y 2 mm	$e = 2.2$ mm y 5 mm	$\Delta z = 4.4$ mm y 8 mm	$a = 1$ mm y 2 mm
Variaciones	Descripción		
Velocidad de operación del túnel de viento	15.1 m/s, 20.1 m/s y 25.1 m/s		
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada dos grados entre 0° y 12°		

Fuente – Los autores.

- **Análisis de los resultados.** En la siguiente tabla se detalla el análisis de las graficas mostradas en los anexos F, G, H e I, mediante una comparación de los resultados obtenidos al aplicar la técnica de generadores de vórtice con los resultados obtenidos del perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 9. Comparación entre la aplicación de la técnica generadores de vórtice y el perfil NACA 23012 sin modificaciones

Anexo	Graficas	Descripción	Al Comparar los resultados del perfil con la técnica de generadores de vórtice con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
F	1,2,3	C_l Vs. α	<p>-En los generadores de vórtice $h = 1.1$ mm se disminuyó en 1° el ángulo de entrada en pérdida.</p> <p>-En los generadores de vórtice $h = 1.1$ mm se obtuvo un incremento del C_l en los tres números de Reynolds evaluados, y en el $Re = 1.690 \times 10^5$ el incremento del $C_{l_{max}}$ fue de un 0.6 %</p> <p>- Los generadores de vórtice $h = 2$ mm, disminuyeron en 2° grados el ángulo de entrada en pérdida.</p> <p>-En los generadores de vórtice $h = 2$ mm se obtuvo un incremento del C_l en los tres números de Reynolds evaluados entre los intervalos de 0° a 9° en el ángulo de ataque, pero en el intervalo de 10° a 14° se presentó una pequeña disminución del C_l. Para $Re = 1.690 \times 10^5$, la disminución del $C_{l_{max}}$ fue de un 6.2 %.</p>
G	1,2,3	C_d Vs. C_l	<p>-En los generadores de vórtice $h = 1.1$ mm el C_d aumento en los tres Reynolds y el $C_{d,0}$ aumento un 85% en $Re = 1.69 \times 10^5$.</p> <p>-En los generadores de vórtice $h = 2$ mm el C_d aumento en los tres Reynolds y el $C_{d,0}$ aumento un 180% en $Re = 1.69 \times 10^5$.</p>
H	1,2,3	C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$	<p>- Para los generadores de vórtice $h = 1.1$ mm en $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 33 cuando se presentó un C_l de 0.7, teniéndose una disminución del $\frac{C_l}{C_d}$ del 34%.</p> <p>- Para generadores de vórtice $h = 2$ mm $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 23 cuando se presentó un C_l de 0.8, teniéndose una disminución del $\frac{C_l}{C_d}$ del 54%.</p>
I	1-21	C_p Vs. $\frac{x}{c}$	<p>-Con los generadores de vórtice $h = 1.1$ mm se logro obtener una distribución de los valores de C_p mas uniforme entre el 30% y el 60% de la cuerda en los tres Reynolds y una disminución de los valores de C_p .en los tres Reynolds.</p> <p>-Con los generadores de vórtice $h = 2$ mm los valores de C_p aumentaron en una gran proporción, aunque se logro mantener una distribución de estos valores de C_p mas uniforme entre el 30% y 60%.</p>

Fuente – Los autores.

6.2.2 Técnica de rugosidad

- **Diseño, construcción y aplicación.** El diseño de la técnica de rugosidad se basa en el uso de un papel de lija sobre la superficie del perfil aerodinámico.

Su construcción y aplicación comienza en la selección del nivel de rugosidad de la lija a utilizar. Para la realización de las diferentes pruebas de esta técnica se utilizaron dos tipos de lija, una lija grano número 600 con un nivel de rugosidad de $k = 16 \mu\text{m}$ y otra lija grano número 150 con un nivel de rugosidad de $k = 104 \mu\text{m}$. Estas diferentes alturas de rugosidad fueron escogidas para poder comparar, los resultados que esta técnica generó al momento de su experimentación.

Para la aplicación de esta técnica se construyeron dos perfiles NACA 23012 descritos en la fase 1, adicional a esto se cortaron los papeles lija con las dimensiones del perfil limpio como se indica en los planos 9E y 23 del anexo B. Luego cada papel lija se pegó con un pegamento industrial a la piel de cada uno de los dos perfiles construidos, como se muestra en la figura 58 y en la figura 59.

Figura 58. Perfil NACA 23012 con una rugosidad de $k = 16 \mu\text{m}$



Fuente – Los autores

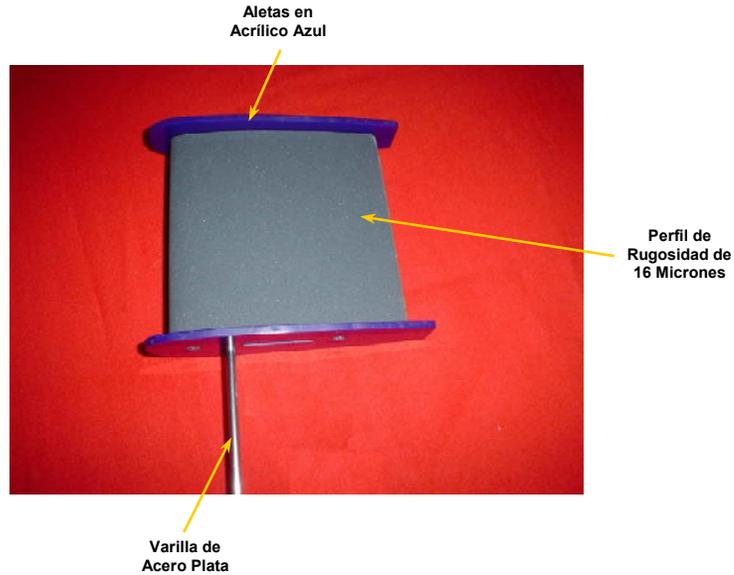
Figura 59. Perfil NACA 23012 con una rugosidad de $k = 104 \mu\text{m}$



Fuente – Los autores.

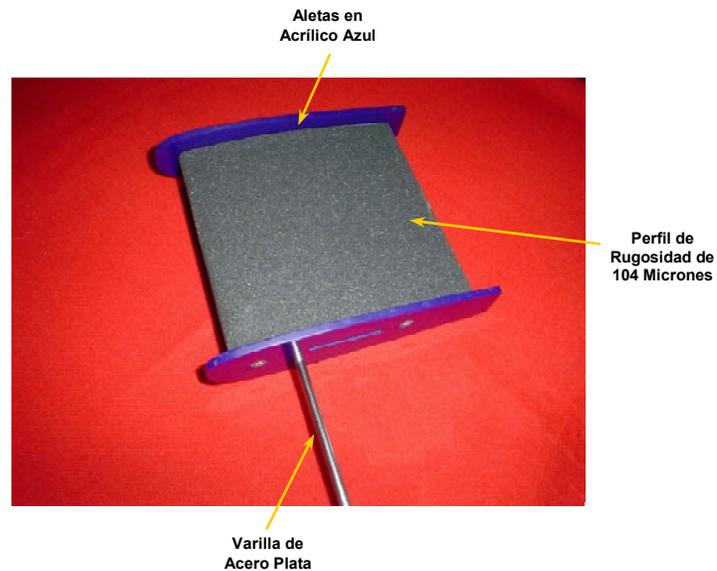
Una vez obtenidas las pieles de los perfiles con la rugosidad aplicada, se procedió a unir estas pieles con los accesorios y esfuerzos estructurales como se muestra en la figura 60 y la figura 61.

Figura 60. Ensamblaje final del perfil NACA 23012 con una rugosidad de $k = 16 \mu\text{m}$



Fuente – Los autores.

Figura 61. Ensamblaje final del perfil NACA 23012 con una rugosidad de $k = 104 \mu\text{m}$



Fuente – Los autores.

- **Experimentación.** Las pruebas realizadas bajo las condiciones mostradas en las tablas 10, 11 y 12 permitieron medir las fuerzas de sustentación, las fuerzas de resistencia al avance y distribución de presiones generadas sobre un perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 10. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de rugosidad $k = 16 \mu\text{m}$

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Rugosidad $k = 16 \mu\text{m}$	Temperatura local: $16.3 \text{ }^\circ\text{C}$
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15 m/s, 20 m/s y 25 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 15° para 15 m/s Cada grado entre -6° y 16° para 20 m/s y 25 m/s

Fuente – Los autores.

Tabla 11. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de rugosidad $k = 104 \mu\text{m}$

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Rugosidad $k = 104 \mu\text{m}$	Temperatura local: $15.2 \text{ }^\circ\text{C}$
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	14.9 m/s, 19.9 m/s y 24.9 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 14°

Fuente – Los autores.

Tabla 12. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica de rugosidad para $k = 16 \mu\text{m}$ y $k = 104 \mu\text{m}$

MEDICIÓN DE DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES	
Técnica implementada: Rugosidad $K = 16 \mu\text{m}$ y $104 \mu\text{m}$	Temperatura local: $16 \text{ }^\circ\text{C}$ Numero de mangueras: 8 c/u
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15 m/s, 20 m/s y 25 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada dos grados entre 0° y 12°

Fuente – Los autores.

- **Análisis de los resultados.** En la siguiente tabla se detalla el análisis de las graficas mostradas en los anexos F, G, H e I, mediante una comparación de los resultados obtenidos al aplicar la técnica de rugosidad con los resultados obtenidos del perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 13. Comparación entre la aplicación de la técnica de rugosidad y el perfil NACA 23012 sin modificaciones

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de rugosidad con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
F	1,2,3	C_l Vs. α	<p>-En la rugosidad con un $k = 16 \mu\text{m}$ se disminuyó el ángulo de entrada en pérdida en 2° para un $\text{Re} = 1.014 \times 10^5$ y para los $\text{Re} = 1.352 \times 10^5$ y $\text{Re} = 1.69 \times 10^5$ este disminuyó 1°.</p> <p>-En la rugosidad de $k = 16 \mu\text{m}$ se disminuyó el C_l a lo largo de toda la grafica para los $\text{Re} = 1.014 \times 10^5$ y $\text{Re} = 1.352 \times 10^5$. Para $\text{Re} = 1.69 \times 10^5$ el C_l tuvo un pequeño incremento entre el intervalo de 1° a 14° y para este mismo $\text{Re} = 1.69 \times 10^5$ el $C_{l_{\text{max}}}$ disminuyó en un 0.6%.</p> <p>-En la rugosidad con un $k = 104 \mu\text{m}$ se disminuyó el ángulo de entrada en pérdida en 3° en los 3 números de Reynolds evaluados.</p> <p>-La rugosidad de $k = 104 \mu\text{m}$ presentó una disminución del C_l a lo largo del intervalo de los ángulos tomados y para $\text{Re} = 1.69 \times 10^5$ se obtuvo disminución del $C_{l_{\text{max}}}$ en de un 18%.</p>
G	1,2,3	C_d Vs. C_l	<p>-En la rugosidad con un $k = 16 \mu\text{m}$ se aumento el C_d en una pequeña proporción en los tres Reynolds y se incremento el $C_{d,0}$ un 30% en $\text{Re} = 1.69 \times 10^5$.</p> <p>-En la rugosidad con un $k = 104 \mu\text{m}$ se aumento el C_d en una gran proporción en los tres Reynolds y el $C_{d,0}$ se incremento un 190% en $\text{Re} = 1.69 \times 10^5$.</p>
H	1,2,3	C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$	<p>- Para una rugosidad de $k= 16 \mu\text{m}$ en $\text{Re} = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 43 cuando se presento un C_l de 0.75 con una disminución de $\frac{C_l}{C_d}$ del 14%.</p> <p>- Para una rugosidad $k= 104$ en $\text{Re} = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 20 cuando se presento un C_l de 0.75, teniéndose una disminución del $\frac{C_l}{C_d}$ del 60%.</p>
I	1-21	C_p Vs. $\frac{x}{c}$	<p>-En la rugosidad con un $k = 16 \mu\text{m}$ se logro una disminución de los valores de C_p en los tres Reynolds.</p> <p>-En la rugosidad con un $k = 104 \mu\text{m}$ se obtuvo un considerable aumento de los valores C_p en los tres Reynolds.</p>

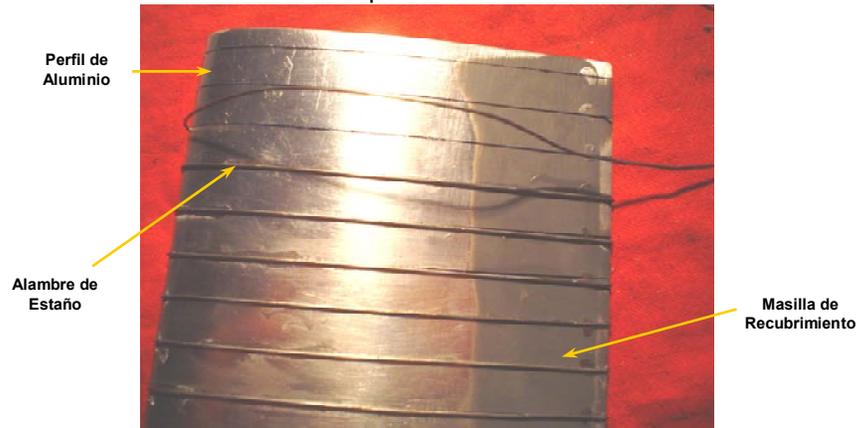
Fuente – Los autores.

6.2.3 Técnica de guías de flujo

- **Diseño, construcción y aplicación.** El diseño de aplicación de esta técnica fue dado aleatoriamente, y esta consistió en instalar en el sentido del flujo de aire 10 alambres de estaño de 10 cm de largo y 0.8 mm de diámetro, los cuales se instalaron sobre la superficie superior de un perfil desde su borde de ataque hasta el borde de salida del mismo. Estos alambres poseen una distancia de 10 mm entre cada uno de ellos como se muestra en los planos 2E y 9 del anexo B.

La instalación de los alambres a la piel de perfil como se muestra en la figura 62, se hizo delineando la distribución de estos sobre la superficie de la piel y pegándolos luego con un pegamento industrial.

Figura 62. Instalación de alambres sobre el perfil NACA 23012



Fuente – Los autores.

Figura 63. Perfil NACA 23012 con guías de flujo en la parte superior

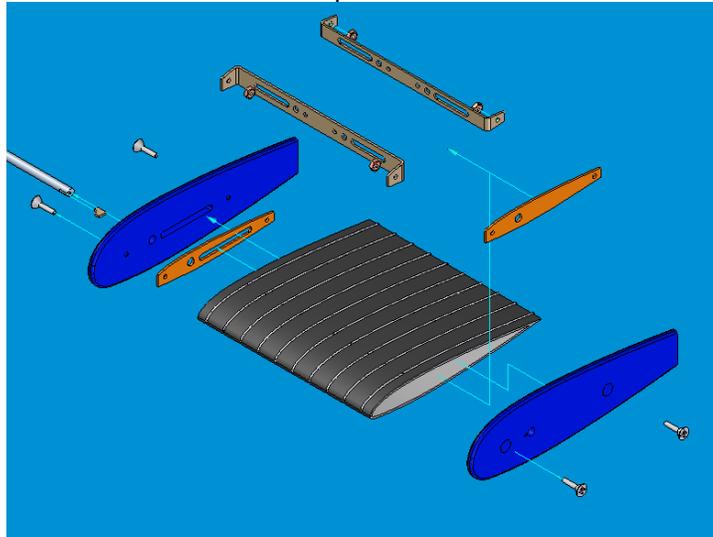


Fuente – Los autores.

Una vez adheridos los alambres a la superficie de la piel se procedió a recubrir el perfil con una capa de pintura negra como se muestra en la figura 63.

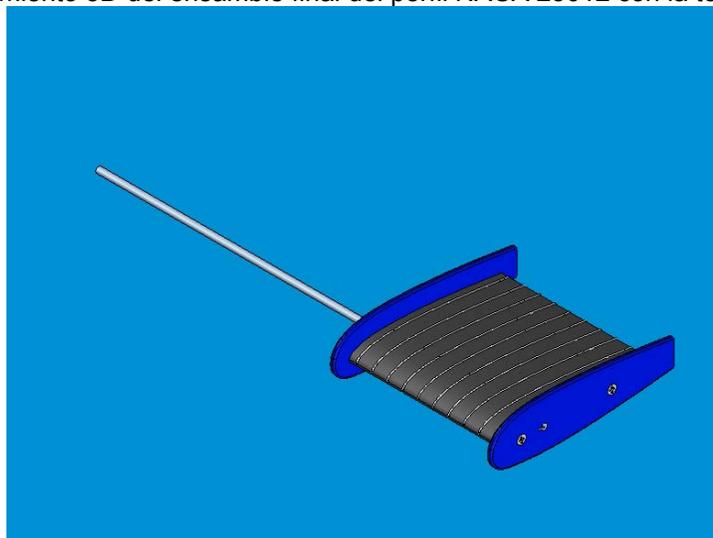
Posterior a esto se armo la piel del perfil junto con sus accesorios y estructuras de refuerzo para poder realizar las correspondientes pruebas en el túnel de viento, como se muestra en la figura 64 y la figura 65.

Figura 64. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica guías de flujo



Fuente – Solid Edge.

Figura 65. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica guías de flujo



Fuente – Solid Edge.

- **Experimentación.** Las pruebas realizadas bajo las condiciones mostradas en las tablas 14 y 15 permitieron medir las fuerzas de sustentación, las fuerzas de resistencia al avance y distribución de presiones generadas sobre un perfil NACA 23012 con la técnica de guías de flujo

Tabla 14. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de guías de flujo

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Guías de flujo	
Temperatura local: 17 °C	
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15.1 m/s, 20.1 m/s y 25.1 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 18°

Fuente – Los autores.

Tabla 15. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica de guías de flujo

MEDICIÓN DE DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES	
Técnica implementada: Guías de flujo	
Temperatura local: 15.3 °C	
Numero de mangueras: 11	
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	14.9 m/s, 19.9 m/s y 24.9 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada dos grados entre 0° y 12°

Fuente – Los autores.

- **Análisis de los resultados.** En la siguiente tabla se detalla el análisis de las graficas mostradas en los anexos F, G, H e I, mediante una comparación de los resultados obtenidos al aplicar la técnica de guías de flujo con los resultados obtenidos del perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 16. Comparación entre la aplicación de la técnica de guías de flujo y el perfil NACA 23012 sin modificaciones

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de guías de flujo con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
F	1,2,3	C_l Vs. α	-Las guías de flujo, aumentaron en 1° el ángulo de entrada en pérdida del perfil en los tres Reynolds evaluados. -El C_l aumentó significativamente desde el rango de 0° a 17° del ángulo de ataque en los tres Reynolds evaluados. Teniendo un aumento del $c_{l_{max}}$ de 2.7% en $Re = 1.69 \times 10^5$.
G	1,2,3	C_d Vs. C_l	-El C_d se redujo en $Re = 1.014 \times 10^5$ y aumento para $Re = 1.352 \times 10^5$ y $Re = 1.69 \times 10^5$

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de guías de flujo con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
			- -El $C_{d,0}$ aumento 60% en $Re = 1.69 \times 10^5$
H	1,2,3	C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$	- En $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 40 cuando se presento un C_l de 0.7, teniéndose una disminución del $\frac{C_l}{C_d}$ del 20%.
I	1-21	C_p Vs. $\frac{x}{c}$	- Para los tres Reynolds se obtuvo una gran disminución de los valores de C_p . - - En $Re = 1.014 \times 10^5$ se presento una distribución no uniforme de los valores de C_p . - - En $Re = 1.352 \times 10^5$ y en $Re = 1.69 \times 10^5$ se presento una distribución no uniforme de los valores de C_p .

Fuente – Los autores

6.2.4 Técnica de porosidad

- **Diseño, construcción y aplicación.** El diseño y aplicación de esta técnica consiste en perforar la piel del perfil sin traspasarla como se muestra en la figura 66.

Figura 66. Perforaciones en el perfil NACA 23012.



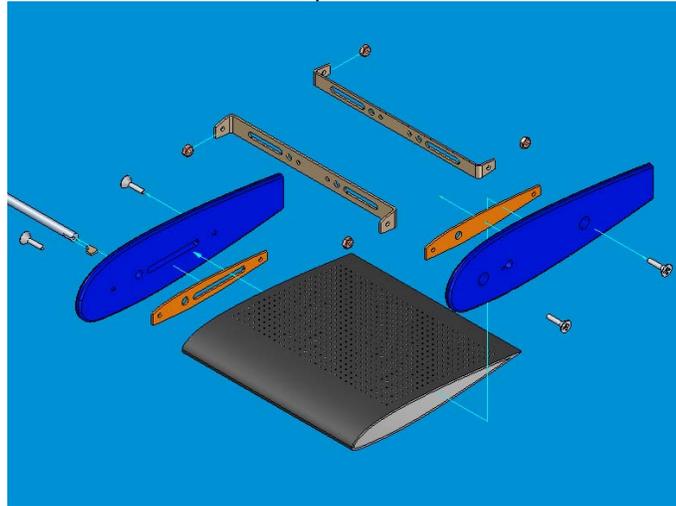
Fuente – Los autores.

Para la aplicación de esta técnica, se determinó de forma aleatoria una configuración de 682 perforaciones con un diámetro de 0.8 mm y una profundidad de 0.4 mm para cada perforación, con una separación 3 mm entre cada de ellas. Estas perforaciones se ubicaron a partir del 25% de la cuerda hasta el 90% de la

cuerda del perfil, abarcando un área de 6500 mm², como se muestra en los planos 5E y 17 del anexo B.

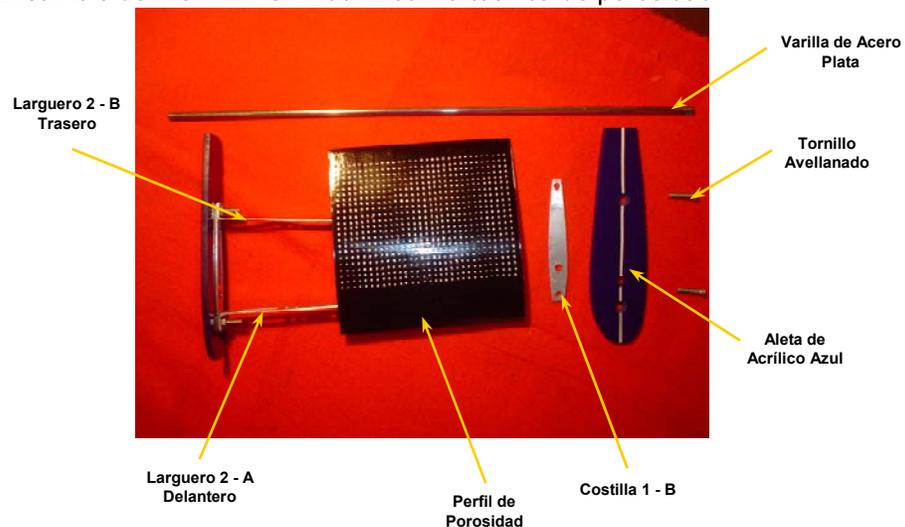
En la construcción del perfil para la aplicación de esta técnica, se utilizó una piel recubierta con pintura, la cual fue perforada 682 veces por una broca de 0.8 mm; luego de perforada la piel, esta se unió con el resto de refuerzos estructurales y accesorios como se muestra en la figura 67 y la figura 68, obteniendo así un perfil completo y apto para realización de sus pruebas en el túnel de viento, como se muestra en la figura 69.

Figura 67. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica Porosidad



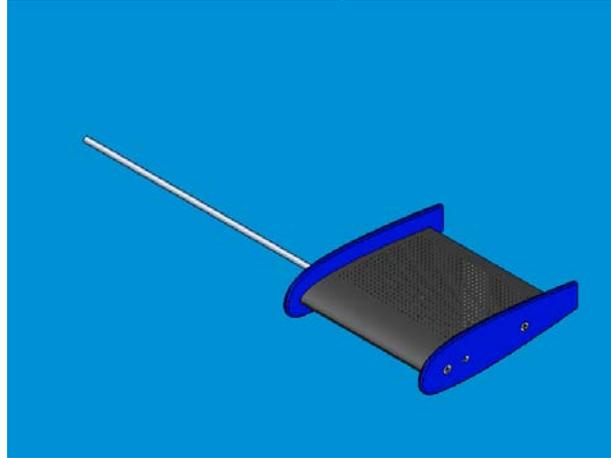
Fuente – Solid Edge.

Figura 68. Ensamble del Perfil NACA 23012 con la técnica de porosidad



Fuente - Los autores.

Figura 69. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica porosidad



Fuente – Solid Edge.

- **Experimentación.** Las pruebas realizadas bajo las condiciones mostradas en las tablas 17 y 18 permitieron medir las fuerzas de sustentación, las fuerzas de resistencia al avance y distribución de presiones generadas sobre un perfil NACA 23012 con la técnica de porosidad.

Tabla 17. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de porosidad

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Porosidad	
Temperatura local: 14.6 °C	
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	14.9 m/s, 19.8 m/s y 24.8 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 17°

Fuente – Los autores.

Tabla 18. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica de porosidad

MEDICIÓN DE DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES	
Técnica implementada: Porosidad	
Temperatura local: 17.4 °C	
Numero de mangueras: 10	
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15.1 m/s, 20.1 m/s y 25.2 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada dos grados entre 0° y 12°

Fuente – Los autores.

• **Análisis de Resultados.** En la siguiente tabla se detalla el análisis de las graficas mostradas en los anexos F, G, H e I, mediante una comparación de los resultados obtenidos al aplicar la técnica de porosidad con los resultados obtenidos del perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 19. Comparación entre la aplicación de la técnica de porosidad y el perfil NACA 23012 sin modificaciones

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de porosidad con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
F	1,2,3	C_l Vs. α	-Esta técnica no produjo ninguna variación en el ángulo de entrada en perdida del perfil. -En los $Re = 1.014 \times 10^5$ y $Re = 1.352 \times 10^5$, la técnica presentó un incremento del C_l entre los 0° y 15° . El $C_{l_{max}}$ en $Re = 1.69 \times 10^5$ obtuvo un incremento del 3.5%.
G	1,2,3	C_d Vs. C_l	-El C_d no presento una gran variación en los tres Reynolds. - -El $C_{d,0}$ no presento ninguna variación en $Re = 1.014 \times 10^5$ en $Re = 1.69 \times 10^5$. - -El $C_{d,0}$ aumento 50% solo para un $Re=1.352 \times 10^5$.
H	1,2,3	C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$	- En $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 52 cuando se presento un C_l de 0.72, teniéndose un incremento del $\frac{C_l}{C_d}$ del 4%. - En $Re = 1.352 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 23 cuando se presento un C_l de 0.5, teniéndose una disminución del $\frac{C_l}{C_d}$ del 37%. - En $Re = 1.014 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 17 cuando se presento un C_l de 0.35, teniéndose una disminución del $\frac{C_l}{C_d}$ del 32%.
I	1-21	C_p Vs. $\frac{x}{c}$	- Para los tres Reynolds se obtuvo una gran disminución de los valores de C_p . - Para los tres Reynolds se obtuvo un distribución menos uniforme en los valores de C_p .

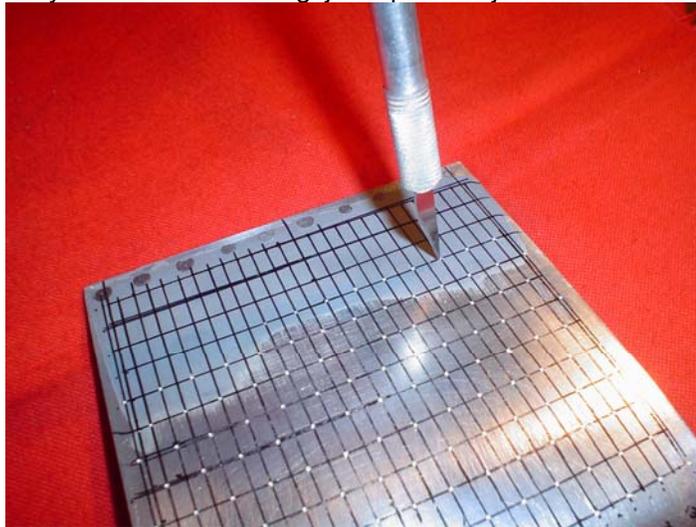
Fuente – Los autores.

6.2.5 Esferas

- **Diseño, construcción y aplicación:** La configuración de esta técnica fue seleccionada de manera aleatoria, la cual consiste en la instalación de 176 esferas que actúan como aceleradores de flujo sobre la parte superior del perfil aerodinámico NACA 23012. La instalación de estas esferas de 1.4 mm de diámetro se realizó de acuerdo a la configuración y descripción de los planos 6E y 18 del anexo B, donde se muestra, que la distancia entre las esferas es cinco veces el diámetro de una esfera, esto de acuerdo a la información obtenida del libro de Schlichting.¹⁰

La implementación de estas esferas sobre el perfil aerodinámico se realizó de tal forma que la distribución de estas fuera homogénea para así poder afectar todo el flujo de aire que recorre la parte superior del perfil. Las esferas fueron montadas y adheridas en unos diminutos agujeros que se realizaron de manera manual y que fueron distribuidos en el perfil aerodinámico de acuerdo a la figura 70 y a los planos 6E y 18 del anexo B.

Figura 70. Distribución y realización de los agujeros para la fijación de las esferas



Fuente – Los autores.

Las esferas fueron pegadas al perfil aerodinámico, desde el 10% de la cuerda hasta el 90% de la misma con el objetivo de tener una mayor área bañada por un flujo acelerado. Estas esferas fueron fijadas en los agujeros realizados en la superficie del perfil con un pegante industrial, como se muestra en la figura 71.

¹⁰ SCHLICHTING, Op. Cit., p.638.

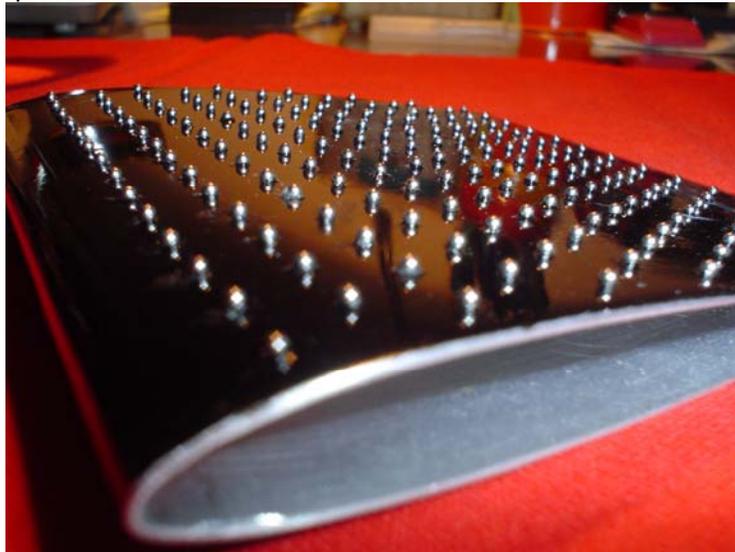
Figura 71. Instalación de las esferas en la superficie superior del perfil



Fuente – Los autores.

Posterior a la fijación de las esferas en el perfil aerodinámico, se procedió a pintar la superficie aerodinámica, como se muestra en la figura 72.

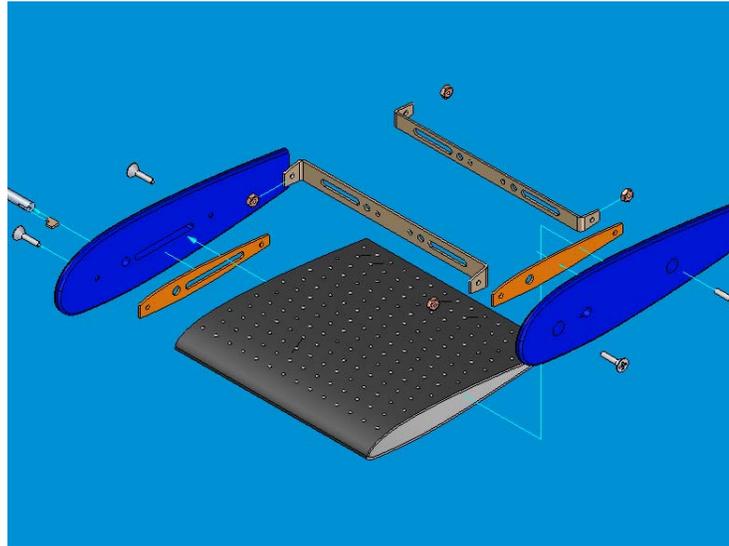
Figura 72. Piel del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas



Fuente – Los autores.

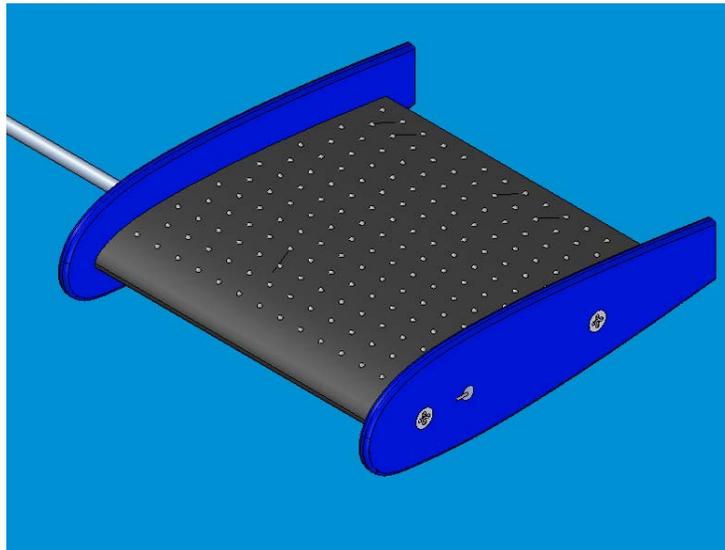
Luego, se ensamblaron los accesorios y refuerzos estructurales a la piel con la técnica implementada, como se muestra en la figura 73, formando así un perfil completo como se ilustra en la figura 74.

Figura 73. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas como cuerpos perturbadores



Fuente – Solid Edge.

Figura 74. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas como cuerpos perturbadores



Fuente – Solid Edge.

- **Experimentación.** Las pruebas realizadas bajo las condiciones mostradas en las tablas 20 y 21 permitieron medir las fuerzas de sustentación, las fuerzas de resistencia al avance y distribución de presiones generadas sobre un perfil NACA 23012 con la técnica de esferas.

Tabla 20. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Esferas	Temperatura local: 17.5 °C
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15.1m/s, 20.1 m/s y 25.2 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 14°

Fuente – Los autores.

Tabla 21. Condiciones para la medición de la distribución de presión del perfil NACA 23012 con la técnica de esferas

MEDICIÓN DE DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES	
Técnica implementada: Esferas	Temperatura local: 17 °C
	Numero de mangueras: 10
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15.1 m/s, 20.1 m/s y 25.1 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada dos grados entre 0° y 12°

Fuente – Los autores.

- **Análisis de los resultados.** En la siguiente tabla se detalla el análisis de las graficas mostradas en los anexos F, G, H e I, mediante una comparación de los resultados obtenidos al aplicar la técnica de esferas con los resultados obtenidos del perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 22. Comparación entre la aplicación de la técnica de esferas y el perfil NACA 23012 sin modificaciones

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de esferas con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
F	1,2,3	C_l Vs. α	-Esta técnica presentó una disminución de 3° en el ángulo de entrada en pérdida del perfil para los tres Reynolds evaluados. -Se encontró que esta técnica presenta una gran disminución del C_l en los tres Reynolds evaluados. -El $c_{l_{max}}$ en $Re = 1.69 \times 10^5$ presentó una disminución del 27.7%.
G	1,2,3	C_d Vs. C_l	-El C_d presento un gran incremento a través de todos los valores C_l evaluados en los tres Reynolds. -El $C_{d,0}$ aumento 180% en $Re = 1.69 \times 10^5$
H	1,2,3	C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$	-En $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 18 cuando se presento un C_l de 0.62, teniéndose una disminución del $\frac{C_l}{C_d}$ del

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de esferas con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
			64%.
I	1-21	C_p Vs. $\frac{x}{c}$	<ul style="list-style-type: none"> - En $Re = 1.014 \times 10^5$ entre 0° y 4° se obtuvo un gran aumento de los valores de C_p y entre 6° y 12° se obtuvo poca variación en la uniformidad de estos valores de C_p. - En $Re = 1.352 \times 10^5$ se obtuvo un pequeño aumento de los valores de C_p - En $Re = 1.69 \times 10^5$ se obtuvo un gran aumento en los valores de C_p.

Fuente – Los autores.

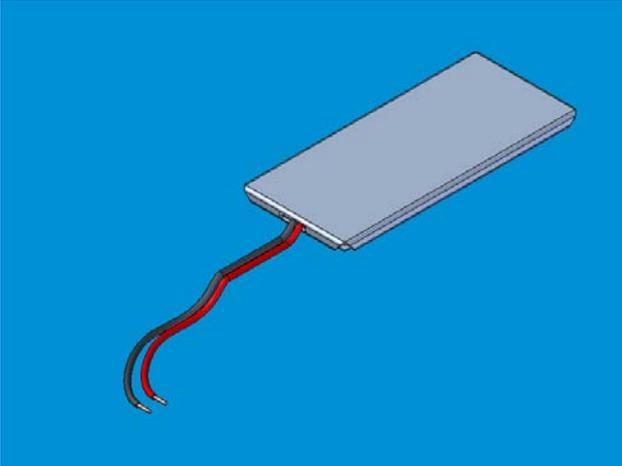
6.2.6 Técnica de calentamiento de la superficie

• **Diseño, construcción y aplicación.** La aplicación de esta técnica puede estar dada por diferentes configuraciones, que van desde la forma de aplicar y generar calor en la superficie hasta la variación de la cantidad de calor suministrada a la misma. Pero con la muy poca información recopilada y adquirida acerca de la aplicación de esta técnica, se decidió de forma aleatoria que para el estudio y realización de este proyecto, esta técnica se enfocara y aplicara únicamente de la siguiente manera:

- Una aplicación de calor realizada solamente a la superficie superior del perfil.
- Mantener una distribución de calor constante a través de toda el área superior del perfil.
- Una transmisión de calor efectuada por medio de una resistencia eléctrica.
- Mantener una temperatura de trabajo de la resistencia de 90 a 100 °C.

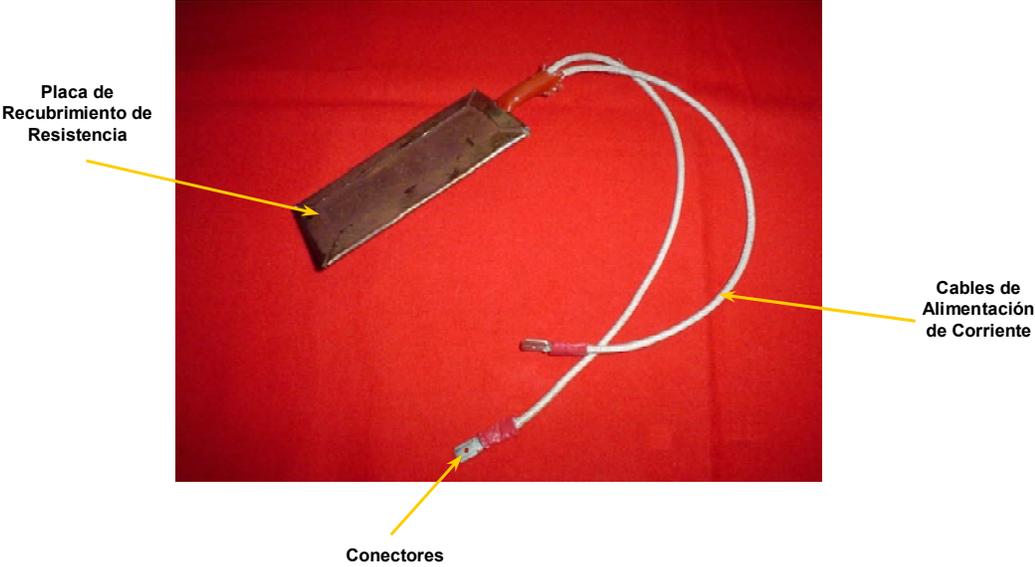
Para alcanzar esta forma de configuración y aplicación se adquirió una resistencia eléctrica plana de 115 V AC de 4 cm x 9 cm, como se muestra en la figura 75, figura 76 y el plano 10E del anexo B, la cual alcanza una temperatura máxima de 110 grados centígrados. También se adquirió un potenciómetro ilustrado en la figura 77, capaz de regular el paso de corriente a la resistencia, controlando de esta manera la temperatura de la misma.

Figura 75. Modelamiento 3D de la resistencia eléctrica de 115 voltios



Fuente – Solid Edge.

Figura 76. Resistencia eléctrica de 115 voltios



Fuente – Los autores.

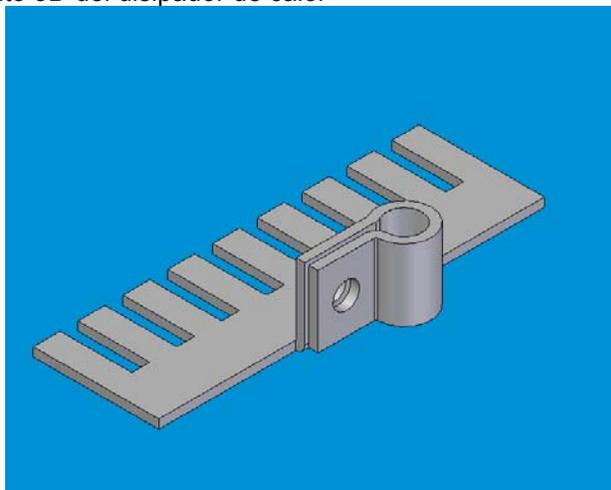
Figura 77. Potenciometro implementado en la técnica de calentamiento de la superficie



Fuente – Los autores.

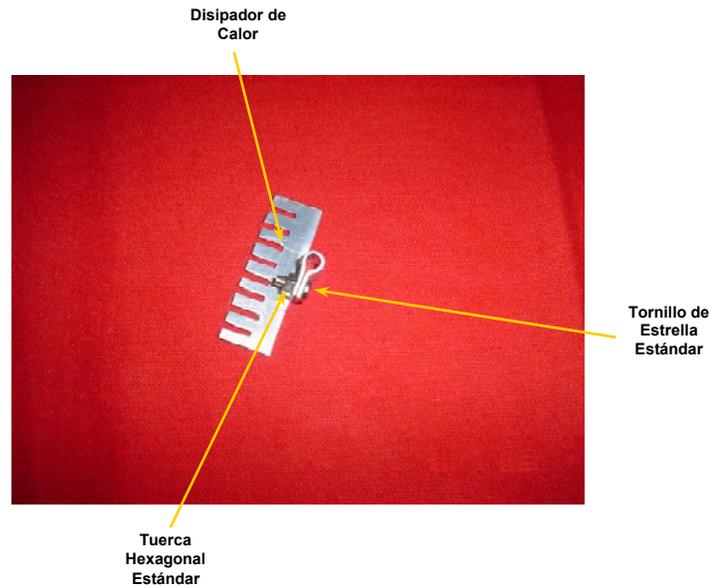
En la construcción de la piel del perfil de esta técnica se realizó un recubrimiento por pintura debido a la elevada temperatura a la que fue sometida toda la superficie del perfil. Adicional a esto fue necesario diseñar y fabricar un accesorio especial, con el objetivo de disipar el calor que se transmitía de la resistencia a la varilla, evitando así que parte de este calor se transmitiera al transductor de fuerzas del túnel de viento. Este accesorio se encuentra localizado en la varilla de acero plata, y se muestra en la figura 78 y 79.

Figura 78. Modelamiento 3D del disipador de calor



Fuente – Solid Edge.

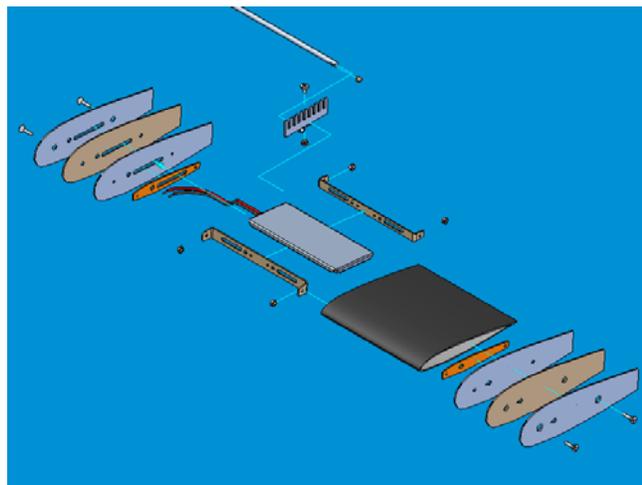
Figura 79. Disipador de calor



Fuente – Los autores.

La forma de aplicar esta técnica consistió en introducir la resistencia eléctrica dentro de la piel del perfil, fijándola a la superficie superior de este. Luego de tener fija la resistencia dentro de la piel del perfil se procede a armar toda la estructura modular con sus respectivos accesorios y estructuras de refuerzo como se ilustra en la figura 80.

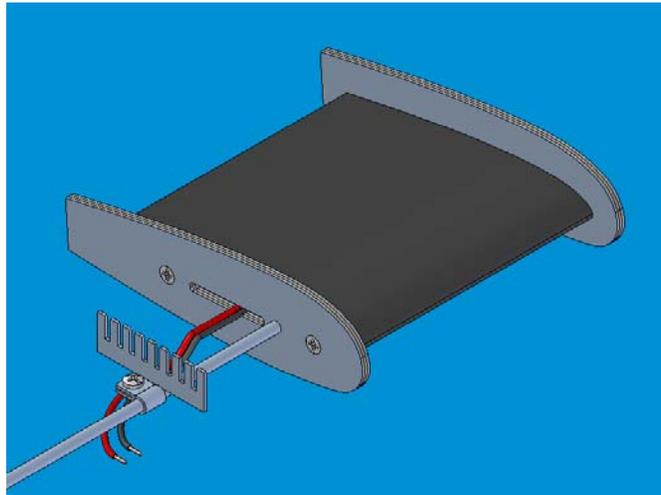
Figura 80. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento de la superficie



Fuente – Solid edge.

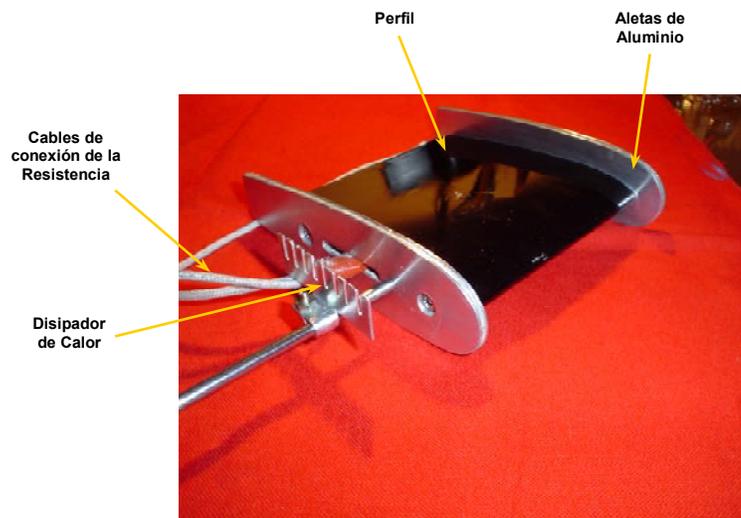
Luego de ensamblar completamente el perfil como se muestra en la figura 81 y la figura 82, se procedió a montar el perfil en el túnel de viento para realizar las diferentes pruebas, pero antes de iniciar estas pruebas se conectó la resistencia al potenciómetro el cual a su vez se conectó a la toma de 110 V AC. Después se ajustó el potenciómetro de tal forma que la temperatura de la resistencia alcanzará un valor promedio entre los 90 °C y 100 °C, para poder transmitir a la superficie del perfil un valor promedio entre 70 °C y 80 °C.

Figura 81. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento del superficie



Fuente – Solid Edge.

Figura 82. Ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento



Fuente – Los autores.

- **Experimentación.** Las pruebas realizadas bajo las condiciones mostradas en las tablas 23 y 24 permitieron medir las fuerzas de sustentación y las fuerzas de resistencia al avance generadas sobre un perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento de la superficie

Tabla 23. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento de la superficie a 40 °C

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Calentamiento de la superficie a 40 °C	
Temperatura local: N/A	
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15 m/s, 20 m/s y 25 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 15°

Fuente – Los autores.

Tabla 24. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de calentamiento de la superficie a 80°C

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Calentamiento de la superficie a 80 °C	
Temperatura local: N/A	
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15 m/s, 20 m/s y 25 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 14°

Fuente – Los autores.

Las mediciones de la distribución de presión en esta técnica no se realizaron debido a que la alta temperatura presentada en la superficie hizo imposible la instalación de mangueras para la toma de presiones estáticas.

- **Análisis de resultados.** En la siguiente tabla se detalla el análisis de las graficas mostradas en los anexos F, G, H e I, mediante una comparación de los resultados obtenidos al aplicar la técnica de calentamiento de la superficie con los resultados obtenidos del perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 25. Comparación entre la aplicación de la técnica de calentamiento de la superficie y el perfil NACA 23012 sin modificaciones

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de calentamiento de la superficie con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
F	1,2,3	C_l Vs. α	-En esta técnica con un calentamiento de la superficie a 40 °C el ángulo de entrada en perdida disminuyo 2° en los tres Reynolds

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de calentamiento de la superficie con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
			<p>evaluados.</p> <p>-Con la superficie calentada a 40 °C, el C_l disminuyo poco a lo largo de todos los ángulos evaluados y los tres Re.</p> <p>-El $C_{l_{max}}$ presento una disminución del 19.4% a un $Re = 1.69 \times 10^5$, cuando la superficie del perfil fue calentada a 40 °C.</p> <p>-Al calentar la superficie del perfil aerodinámico a 80 °C, se disminuyo en 3° el ángulo de entrada en perdida del perfil.</p> <p>-Calentando la superficie a 80 °C se disminuyo el C_l en gran proporción a través de todo el intervalo de ángulos de ataque evaluados en los tres Reynolds y el $C_{l_{max}}$ presentó una disminución del 30.5% en el $Re = 1.69 \times 10^5$.</p>
G	1,2,3	C_d Vs. C_l	<p>-Para una temperatura de 40 °C se produjo: una disminución del C_d entre los intervalos de C_l de 0.4 hasta 0 en $Re = 1.69 \times 10^5$, una disminución del 50% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.69 \times 10^5$, un incremento del 35% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.352 \times 10^5$ y un incremento del 100% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.014 \times 10^5$.</p> <p>-Para una temperatura de 80 °C se produjo: un incremento del C_d en los tres Reynolds y una disminución del 40% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.352 \times 10^5$ y $Re = 1.69 \times 10^5$.</p>
H	1,2,3	C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$	<p>- Para una temperatura de 40 °C en $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 38 cuando se presento un C_l de 0.5, teniéndose una disminución del $\frac{C_l}{C_d}$ del 24%.</p> <p>- Para una temperatura de 80 °C en $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 33 cuando se presento un C_l de 0.43, teniéndose una disminución del $\frac{C_l}{C_d}$ del 34%.</p>

Fuente – Los autores.

6.2.7 Técnica de Succión.

- **Diseño, construcción y aplicación.** El diseño de la aplicación de esta técnica se efectuó en Solid Edge, donde se dimensionó el modelo en 3D del perfil aerodinámico y se obtuvieron los planos 4E, 11 y 16 del anexo B para su construcción.

Esta técnica consiste en perforar la piel del perfil traspasándola como se muestra en la figura 83.

Figura 83. Implementación de la técnica de succión en una piel del perfil NACA 23012



Fuente – Los autores.

Para la aplicación de esta técnica, se determinó de forma aleatoria una configuración de 682 perforaciones ubicados en la parte superior del perfil con un diámetro de 0.8 mm y una separación de 3 mm entre cada hueco. También se determinó ubicar estas perforaciones a partir del 25% hasta el 90% de la cuerda del perfil, abarcando un área de 6500 mm²

A demás de lo anterior, la implementación de esta técnica conllevó a la creación y a la adición de los siguientes accesorios:

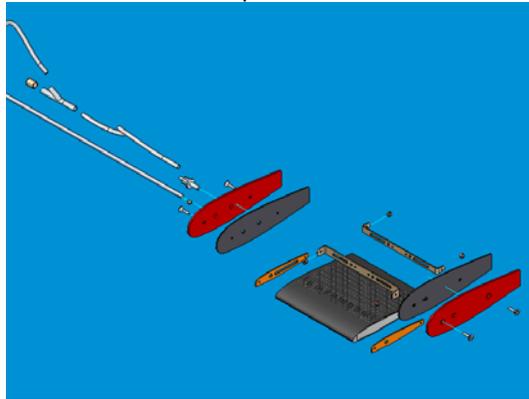
- Dos aletas de 2 mm de espesor, a las cuales se le adicionó en una de sus caras una película de caucho de 1 mm, esto con el propósito de aislar o de crear un efecto hermético al interior del perfil, haciendo así que la succión del flujo de aire ocurra solamente por las perforaciones de la parte superior del perfil.
- Un conjunto de mangueras y conectores plásticos, necesarios para poder aspirar el flujo de aire que pasa sobre la superficie superior del perfil.
- Una válvula reguladora de caudal, adicionada con el fin de poder controlar el flujo de aire succionado en el perfil.
- Una aspiradora, utilizada para generar la succión del aire que pasa por la superficie superior del perfil.
- Conectores y acoples de aluminio y caucho, utilizados para lograr la unión entre la manguera de la aspiradora y las mangueras del perfil.

- Un tubo pitot, utilizado para la medición de la presión dinámica y el cálculo de la velocidad del flujo de aire succionado de la superficie superior del perfil.

La construcción de esta técnica inició con la elaboración de la piel del perfil recubierta por pintura negra a la cual se le realizaron 682 perforaciones con una broca de 0.8 mm.

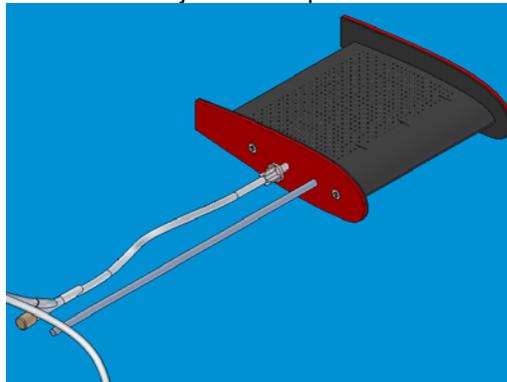
Luego se incorporaron todos los accesorios y refuerzos estructurales al perfil como se muestra en la figura 84, obteniendo así un perfil apto para realizarle las pruebas correspondientes en el túnel de viento como se ilustra en la figura 85 y la figura 86.

Figura 84. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica de succión



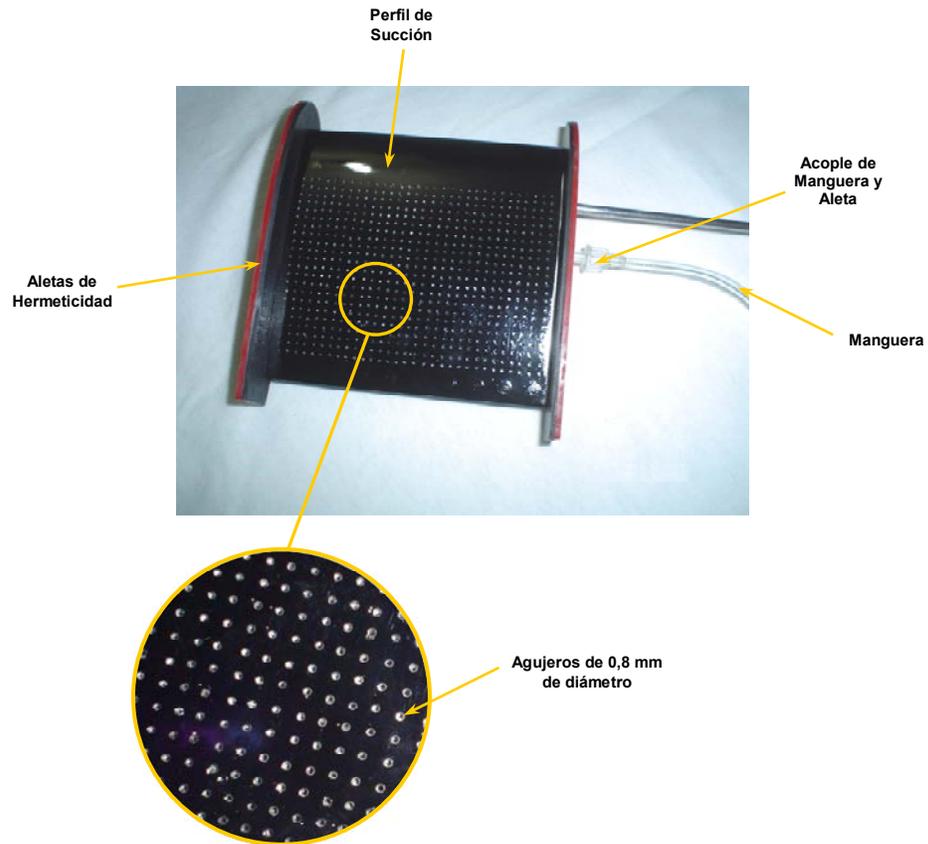
Fuente – Solid Edge.

Figura 85. Modelamiento 3D del ensamblaje final del perfil NACA 23012 con la técnica de Succión



Fuente – Solid Edge.

Figura 86. Ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de Succión



Fuente – Los autores.

• **Experimentación.** Para poder realizar cada una de las pruebas de esta técnica en el túnel de viento, se utilizó una aspiradora, la cual permitió obtener el efecto de succión de la capa límite formada sobre la superficie superior del perfil.

En esta técnica, fue necesario calcular la velocidad de succión a la entrada de la aspiradora, para así poder determinar la cantidad de aire succionado.

Para obtener la velocidad de succión, se midió la presión dinámica a la entrada de la aspiradora, la cual fue de 5.52 Pa, con lo que se determinó la velocidad de entrada de aire a la aspiradora:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 5.52 \text{ Pa}}{1.226 \text{ kg/m}^3}} = 3 \text{ m/s}$$

Y para una presión dinámica de 2.45 Pa, la velocidad de entrada a la aspiradora fue:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 2.45 \text{ Pa}}{1.226 \text{ kg/m}^3}} = 2 \text{ m/s}$$

Por lo tanto las mediciones de fuerza de sustentación y resistencia al avance fueron realizadas a una velocidad de succión del aire a la entrada de la aspiradora de 3 m/s y 2 m/s bajo las condiciones mostradas en las tablas 26 y 27, con una presión dinámica del aire succionado de 5.52 Pa y 2.45 Pa, obteniendo así un caudal de aire succionado de 0.002120 m³/s y 0.001413 m³/s para las diferentes velocidades de succión a la entrada de la aspiradora. Estos caudales de igual manera ingresaron por los 682 agujeros de 0.8 mm de diámetro, que suman un área total de 0.00137 m². Teniendo así en estos agujeros una velocidad de succión de 4.12 m/s y de 6.18 m/s respectivamente.

Tabla 26. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de succión a 4.12 m/s

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Succión	Temperatura local: 16.3 °C
Velocidad de succión: 4.12 m/s	Caudal succionado: 0.0014 m ³ /s
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15 m/s, 20 m/s y 25 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 18°; para 15 m/s y 20 m/s Cada grado entre -6° y 19°; para 25 m/s

Fuente – Los autores.

Tabla 27. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de succión a 6.18 m/s

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Succión	Temperatura local: 16.3 °C
Velocidad de succión: 6.18 m/s	Caudal succionado: 0.0021 m ³ /s
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15 m/s, 20 m/s y 25 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 19°; para 15 m/s y 20 m/s Cada grado entre -6° y 20°; para 25 m/s

Fuente – Los autores.

Las mediciones de distribución de presión para esta técnica no se realizaron, debido a la compleja configuración y aplicación de la misma.

- **Análisis de resultados.** En la siguiente tabla se detalla el análisis de las graficas mostradas en los anexos F, G, H e I, mediante una comparación de los

resultados obtenidos al aplicar la técnica de succión con los resultados obtenidos del perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 28. Comparación entre la aplicación de la técnica de succión y el perfil NACA 23012 sin modificaciones

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de succión con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
F	1,2,3	C_l Vs. α	<ul style="list-style-type: none"> - La técnica de succión a 4.12 m/s en los $Re = 1.014 \times 10^5$ y $Re = 1.352 \times 10^5$ aumento el ángulo de entrada en pérdida en 1°, y para $Re = 1.69 \times 10^5$ este ángulo se incremento en 2°. - Para una velocidad de succión de 4.12 m/s el C_l aumento considerablemente a través de todos los ángulo evaluados en los tres Reynolds, y el $C_{l_{max}}$ presentó una aumento del 12.5% en el $Re = 1.69 \times 10^5$. - La técnica de succión a 6.18 m/s en los $Re = 1.014 \times 10^5$ y $Re = 1.352 \times 10^5$ se aumento el ángulo de entrada en pérdida en 2°, y para $Re = 1.69 \times 10^5$ este ángulo se incremento en 3°. - Para una velocidad de succión de 6.18 m/s el C_l aumento considerablemente a través de todos los ángulo evaluados en los tres Reynolds, y el $C_{l_{max}}$ presentó una aumento del 20.1% en el $Re = 1.69 \times 10^5$.
G	1,2,3	C_d Vs. C_l	<ul style="list-style-type: none"> -Para una velocidad de succión de 4.12 m/s se produjo: una gran disminución del C_d en los tres Reynolds, un aumento de 50% del $C_{d,0}$ y una disminución del 20% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.69 \times 10^5$. -Para una velocidad de succión de 6.18 m/s se produjo una notoria disminución del C_d en los tres Reynolds y una disminución del 50% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.69 \times 10^5$.
H	1,2,3	C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$	<ul style="list-style-type: none"> -Para una velocidad de succión de 4.12 m/s en $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 88 cuando se presento un C_l de 0.8, teniéndose un aumento del $\frac{C_l}{C_d}$ del 76%. -Para una velocidad de succión de 6.18 m/s en $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 217 cuando se presento un C_l de 0.85, teniéndose una aumento del $\frac{C_l}{C_d}$ del 334%.

Fuente – Los autores.

6.2.8 Técnica de Inyección

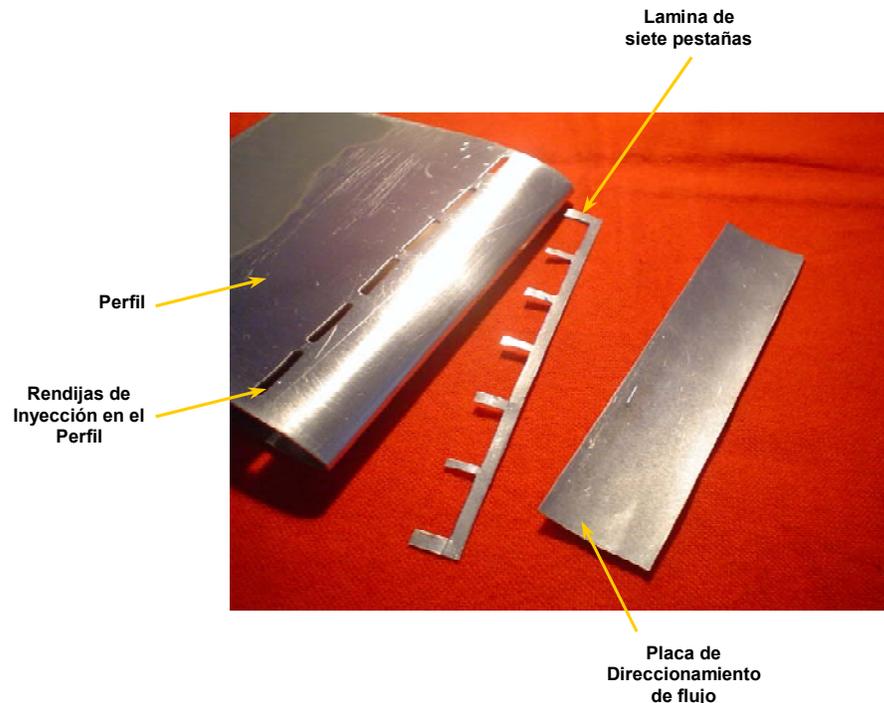
• **Diseño, construcción y aplicación.** El diseño de la aplicación de esta técnica, fue dado de acuerdo a los planos 8E, 16 y 20 en Solid Edge, y a la creación y adición de varios accesorios los cuales son descritos a continuación:

- Una lámina de aluminio 2024 de 2 mm de espesor, formada por siete pestañas, las cuales son las encargadas de generar un espacio de 0,2 mm de alto por 14 mm de ancho. Este espacio es el lugar por donde se inyectó el fluido hacia la superficie del perfil.
- Una placa rectangular de aluminio 2024 de 2 mm de espesor de 25 mm por 100 mm de largo, la cual fue elaborada con el fin de poder crear una pequeña cámara entre las seis rendijas ubicadas al 25 % de la cuerda y la lamina de siete pestañas, generando así una inyección de aire más uniforme y tangencial a la superficie del perfil aerodinámico.
- Dos aletas de 2 mm de espesor a las cuales se le adicionó en una de sus caras una película de caucho de 1 mm, esto con el propósito de aislar o de crear un efecto hermético al interior del perfil.
- Un conjunto de mangueras y conectores plásticos, necesarios para poder transmitir el flujo de aire desde la fuente hasta el perfil.
- Una válvula reguladora de caudal, adicionada con el fin de poder controlar el flujo de aire entrante al perfil.
- Un compresor de aire, utilizado para generar la inyección del aire al perfil aerodinámico.
- Conectores y acoples de aluminio, utilizados para poder lograr la unión entre la manguera del compresor y las mangueras del perfil.
- Un manómetro, el cual permitió la medición de la presión del aire a la entrada del perfil.
- Un tubo pitot, utilizado para la medición de la presión dinámica y la velocidad del flujo inyectado sobre el perfil.

La construcción de esta técnica inició con la elaboración de la piel del perfil y la creación de seis rendijas de 2 mm X 14 mm, ubicadas en la parte superior del perfil al 25 % de la cuerda.

Después de tener las seis rendijas las cuales fueron elaboradas con broca de 2 mm sobre la superficie superior del perfil, se procedió a la construcción de la lámina de siete pestañas y de la placa rectangular de 25 mm X 100 mm las cuales son mostradas a continuación:

Figura 87. Rendijas sobre el perfil, lámina de siete pestañas y placa rectangular de 25 mm X 100 mm

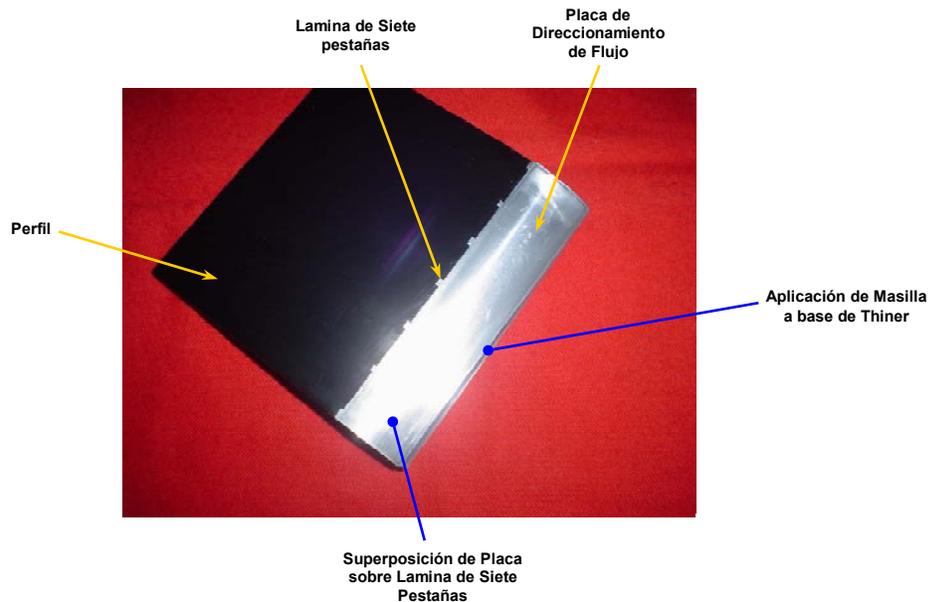


Fuente – Los autores.

Posteriormente se recubrió la piel del perfil con papel de polivinilo negro, después se pegó la lámina de siete pestañas a la piel del perfil al 25% de la cuerda con pegamento industrial, y seguido a esto se pegó encima de esta lamina la placa de 25 mm X 100 mm con el mismo tipo de pegamento como se muestra en la figura 88.

Luego se recubrió con masilla la parte inicial de esta placa donde se une con la piel, para obtener una pared uniforme evitando así que el cambio de sección entre la piel y la placa sea brusco.

Figura 88. Placa rectangular de 25 mm X 100 mm pegada a la piel del perfil NACA 23012



Fuente – Los autores.

Una vez seca la masilla, se pulió la superficie y finalmente se pegó el papel polivinilo negro para recubrir la unión de la placa de aluminio y la superficie superior del perfil, teniendo como resultado el perfil que se muestra a continuación:

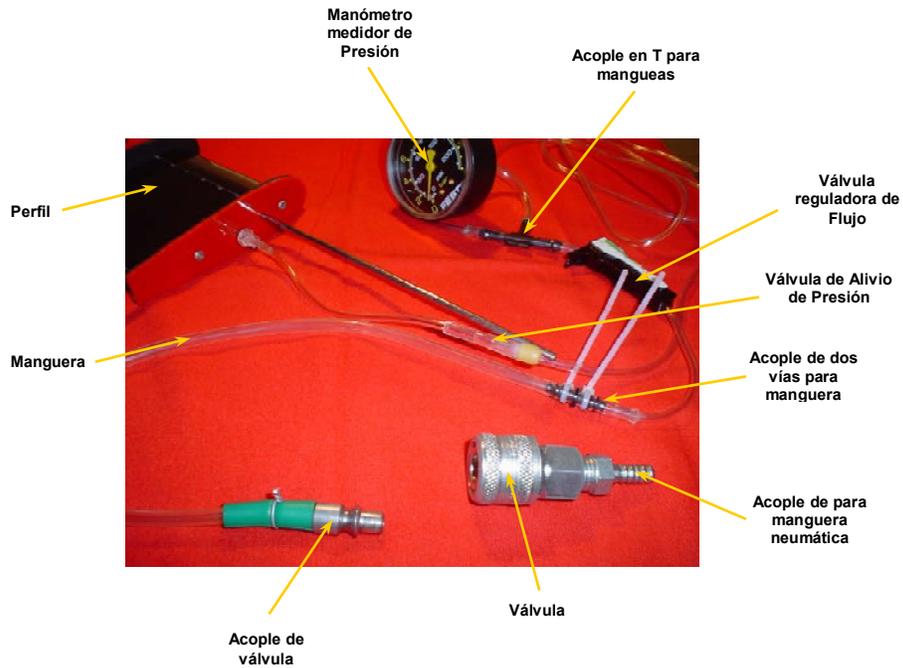
Figura 89. Piel del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección



Fuente – Los autores.

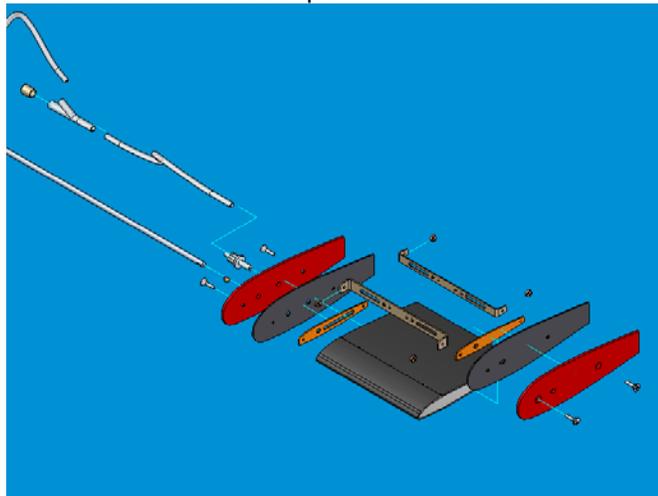
Luego de haber finalizado con la implementación de la técnica sobre la piel del perfil aerodinámico, se procedió a unir todos los accesorios y partes estructurales como se muestra en la figura 90 y figura 91.

Figura 90. Accesorios que permiten la implementación de la técnica de inyección en un perfil NACA 23012



Fuente – Los autores.

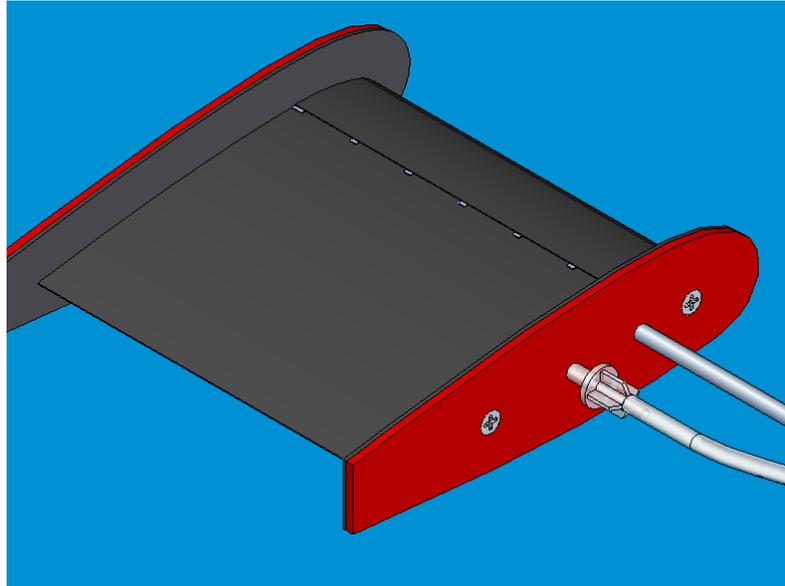
Figura 91. Modelamiento 3D del ensamble del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección



Fuente – Solid Edge.

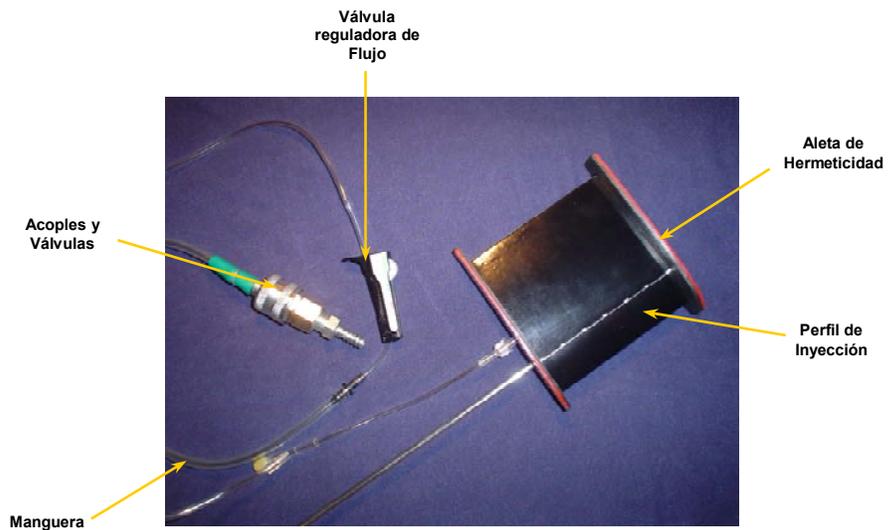
Y finalmente después de unir todos los accesorios y refuerzos se obtuvo el perfil completo con la técnica de inyección como se muestra en la figura 92 y figura 93.

Figura 92. Modelamiento 3D del ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección aplicada



Fuente – Solid Edge.

Figura 93. Ensamble final del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección aplicada



Fuente – Los autores.

• **Experimentación.** Para poder realizar cada una de las pruebas y mediciones de esta técnica en el túnel de viento, se utilizó un compresor, el cual permitió obtener el efecto de inyección de aire sobre la superficie superior del perfil aerodinámico.

Al momento de iniciar cada prueba, se conectaba la manguera del compresor al acople del perfil, luego se abría la válvula reguladora para permitir el paso de flujo de aire del compresor al perfil.

Después se midió la presión de entrada de aire al perfil aerodinámico, por medio de un manómetro, con el objetivo de mantener una presión y velocidad constante durante las pruebas, las cuales fueron controladas con una válvula reguladora.

Las presiones tomadas con el manómetro a la entrada del perfil fueron de 50 psi equivalentes a 344737.86 Pa y de 25 psi equivalentes a 172368.93 Pa.

Luego para obtener la velocidad de inyección del aire, se utilizó un tubo pitot, que conectado al indicador electrónico, permitió obtener la presión dinámica del aire inyectado sobre el perfil aerodinámico.

El valor de la velocidad del aire inyectado, se calculó despejando la velocidad de la ecuación 65:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot q_{\infty}}{\rho}}$$

Para una presión dinámica de 260 Pa la velocidad de salida es:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 260 \text{ Pa}}{1.220 \text{ kg} / \text{m}^3}} = 20.65 \text{ m} / \text{s}$$

Y para una presión dinámica de 450 Pa la velocidad de salida es:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 450 \text{ Pa}}{1.220 \text{ kg} / \text{m}^3}} = 27.16 \text{ m} / \text{s}$$

Por lo tanto las diferentes mediciones de fuerza de sustentación y resistencia al avance fueron realizadas a una velocidad de inyección de 20.65 m/s y 27.16 m/s, bajo las condiciones mostradas en las tablas 29 y 30.

Tabla 29. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección a 20.65 m/s

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Inyección	Temperatura local: 16.3 °C
Velocidad de inyección: 20.65 m/s	Caudal inyectado: 0.000347 m ³ /s
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15 m/s, 20 m/s y 25 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 20°

Fuente – Los autores.

Tabla 30. Condiciones para la medición de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance del perfil NACA 23012 con la técnica de inyección a 27.16 m/s

MEDICIÓN DE FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE	
Técnica implementada: Inyección	Temperatura local: 16.3 °C
Velocidad de inyección: 27.16 m/s	Caudal inyectado: 0.000456 m ³ /s
Variaciones	Descripción
Velocidad de operación del túnel de viento	15 m/s, 20 m/s y 25 m/s
Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	Cada grado entre -6° y 22°; para 15 m/s Cada grado entre -6° y 21°; para 20 m/s y 25 m/s

Fuente – Los autores.

Las mediciones de distribución de presión para esta técnica no se realizaron, debido a que la instalación de las mangueras de toma de presiones generaría fugas del aire contenido en el interior del perfil, disminuyendo así la eficiencia de la técnica.

• **Análisis de resultados.** En la siguiente tabla se detalla el análisis de las graficas mostradas en los anexos F, G, H e I, mediante una comparación de los resultados obtenidos al aplicar la técnica de inyección con los resultados obtenidos del perfil NACA 23012 sin modificaciones.

Tabla 31. Comparación entre la aplicación de la técnica de inyección y el perfil NACA 23012 sin modificaciones

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de inyección con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
F	2, 3, 4	C_l Vs. α	- La técnica de inyección a 20.65 m/s en los tres Reynolds evaluados aumento el ángulo de entrada en perdida en 3°. - Para una velocidad de inyección de 20.65 m/s el C_l aumento en un gran porcentaje a través de todos los ángulo evaluados en los tres Reynolds, y el $c_{l_{max}}$ presentó una aumento del 24.3% en el $Re = 1.69 \times 10^5$.

Anexo	Graficas	Descripción	Al comparar los resultados del perfil con la técnica de inyección con respecto al perfil sin modificaciones se tiene que:
			<p>- La técnica de inyección a 27.16 m/s en los $Re = 1.014 \times 10^5$ aumento el ángulo de entrada en pérdida en 5° y para $Re = 1.352 \times 10^5$ y $Re = 1.69 \times 10^5$ este ángulo aumento 4°.</p> <p>- Para una velocidad de inyección de 27.16 m/s el C_l aumento enormemente a través de todos los ángulo evaluados en los tres Reynolds, y el $C_{l_{max}}$ presentó una aumento del 32.6% en el $Re = 1.69 \times 10^5$.</p>
G	5, 6, 7	C_d Vs. C_l	<p>-Para una velocidad de inyección de 20.65 m/s se produjo: una disminución gradual del C_d en los tres Reynolds, un aumento del 100% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.014 \times 10^5$ y un aumento del 40% en $Re = 1.69 \times 10^5$.</p> <p>-Para una velocidad de inyección de 27.16 m/s se produjo: una gran disminución del C_d a medida que aumentó el numero de Reynolds, un aumento del 15% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.014 \times 10^5$, una disminución del 30% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.352 \times 10^5$ del $C_{d,0}$ y un aumento del 5% del $C_{d,0}$ en $Re = 1.69 \times 10^5$.</p>
H	8, 9, 10	C_l Vs. $\frac{C_l}{C_d}$	<p>-Para una velocidad de inyección de 20.65 m/s en $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 88 cuando se presento un C_l de 0.8, teniéndose un aumento del $\frac{C_l}{C_d}$ del 76 %.</p> <p>-Para una velocidad de inyección de 27.16 m/s en $Re = 1.69 \times 10^5$ el máximo valor de $\frac{C_l}{C_d}$ fue de 144 cuando se presento un C_l de 0.83, teniéndose una aumento del $\frac{C_l}{C_d}$ del 188%.</p>

Fuente – Los autores.

Adicional al análisis realizado en la tabla 31, para esta técnica en particular se calculó el coeficiente de fricción en la zona que recorre el flujo de aire inyectado para las dos velocidades de salida del aire.

Ese cálculo y análisis descrito a continuación se realizo con el objetivo de:

- Determinar cual de las dos configuraciones presenta un menor valor de este coeficiente de fricción.
- Poder justificar los resultados obtenidos de las graficas de C_d vs. C_l del anexo G.
- Determinar cual de las dos configuraciones aplicadas para esta técnica ayuda a disminuir la resistencia al avance de perfil.

Asumiendo que el flujo inyectado sobre la superficie superior del perfil tiene un comportamiento laminar se utilizo la ecuación 62 para calcular el coeficiente de fricción.

Entonces para la velocidad de inyección de 20.65 m/s se tiene un Reynolds igual a:

$$Re = 1.045 \times 10^5$$

Por lo tanto el coeficiente de fricción para esta velocidad es:

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_c}}$$
$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{1.045 \times 10^5}}$$
$$C_f = 0.0041$$

Para la velocidad de inyección de 27.16 m/s se tiene un Reynolds igual a:

$$Re = 1.375 \times 10^5$$

Por lo tanto el coeficiente de fricción para esta velocidad es:

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_c}}$$
$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{1.375 \times 10^5}}$$
$$C_f = 0.0035$$

Siendo $C_f = 0.0041$ para la velocidad de inyección de 20.65 m/s y $C_f = 0.0035$ para la velocidad de inyección de 27.16 m/s se pudo concluir que:

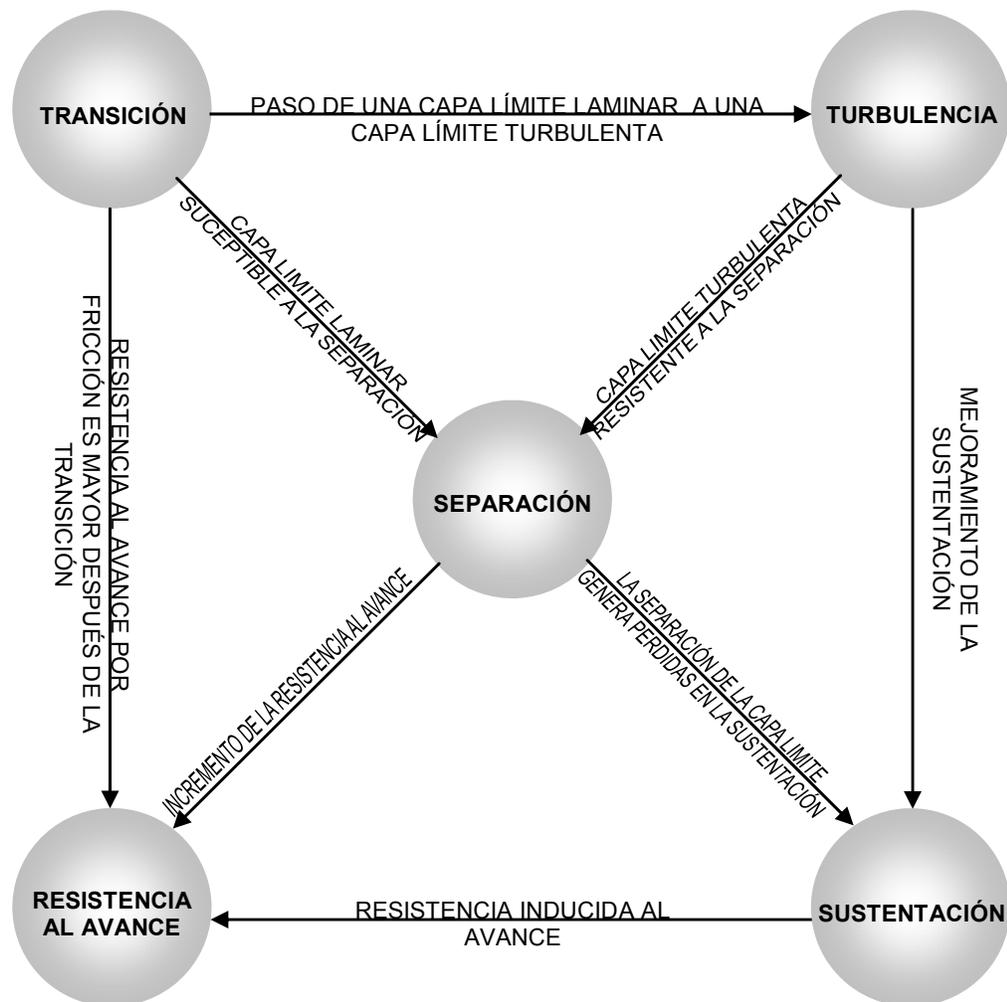
- Para una velocidad de inyección de 27.16 m/s se presentó un menor coeficiente de fricción que el presentado por la velocidad de 20.65 m/s.
- A medida que aumentó la velocidad de inyección el valor del coeficiente de fricción presente en el perfil disminuyó.
- A medida que el coeficiente de fricción disminuyó la fuerza de resistencia al avance disminuyó también.

7. DOCUMENTO INGENIERIL

El propósito de este documento ingenieril es llegar a determinar y entender las ventajas y desventajas presentadas al momento de implementar cada una de las técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite, tratadas en esta investigación, las cuales son mostradas en las tablas 32 a la 39.

Para lograr lo descrito anteriormente, es necesario, primero aclarar mediante la figura 94, los efectos que genera la separación de la capa límite y la manera por la cual se puede llegar a obtener esta separación.

Figura 94. Causas y efectos de la separación de la capa límite en un perfil aerodinámico.



Fuente – Los autores.

En esta figura se puede observar que en presencia de una capa límite turbulenta existe una mayor resistencia a la separación y la sustentación se mantiene en el perfil aerodinámico. Por otra parte, la resistencia al avance para una capa límite laminar puede ser de una magnitud mucho menor que en una capa límite turbulenta, aunque en una capa límite laminar, el flujo es susceptible a separarse del perfil aerodinámico. En adición a lo anterior, se puede apreciar que la separación de la capa límite produce una pérdida de sustentación y un aumento en la resistencia al avance, y para evitar esta separación en algunos casos es necesario utilizar el punto de transición el cual podemos adelantarlo para llegar a una capa límite turbulenta en el caso de presentarse el desprendimiento en una capa límite laminar, o también este punto podemos atrasarlo para mantener una capa límite laminar en el caso de tener demasiadas pérdidas aerodinámicas en una capa límite turbulenta. En esta figura también se muestra que al momento de evitar el desprendimiento de la capa límite se debe tener en cuenta el aumento de la resistencia al avance inducida dependiendo el ángulo de ataque del perfil, debido al aumento de la sustentación.

7.1 CLASIFICACIÓN GENERAL DE LAS VENTAJAS OBTENIDAS POR LA APLICACIÓN DE LAS TÉCNICAS DE CONTROL Y PREVENCIÓN DEL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO.

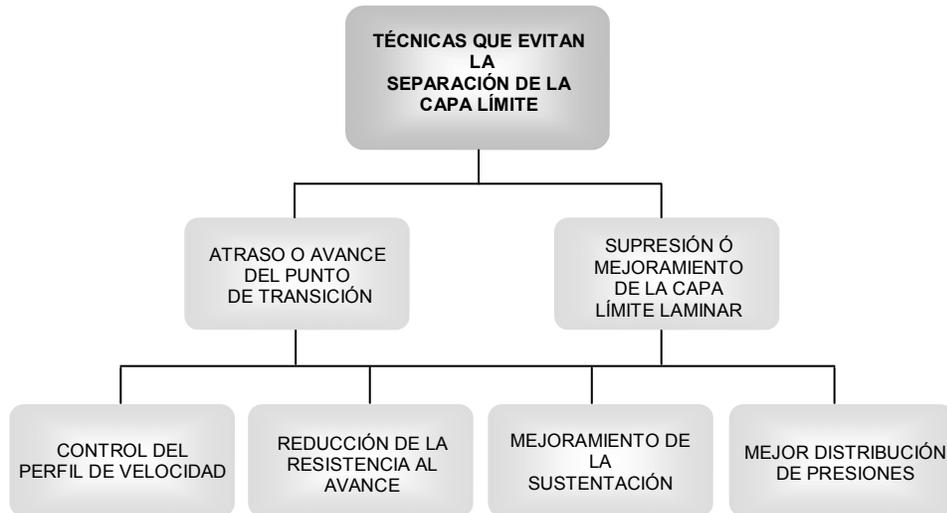
La selección particular de las técnicas de control de capa límite estudiadas en este trabajo de investigación, fue realizada en base al tipo de flujo presente en el perfil utilizado para las pruebas de experimentación.

Dependiendo del número de Reynolds, la velocidad, la viscosidad, etc, se presentaron diferentes resultados al momento de manipular el flujo de de aire sobre el perfil NACA 23012. Estos resultados obtenidos se resumen en la figura 95 los cuales se alcanzaron mediante la manipulación de la capa por medio de dos diferentes formas:

- El atraso o avance del punto de transición
- La supresión o el mejoramiento de la capa límite laminar.

En general, la aplicación de las técnicas estudiadas (exceptuando la técnica de esferas y de calentamiento de la superficie), dieron como resultado algunas de las ventajas descritas en la figura 94 las cuales fueron alcanzadas dependiendo de la forma de manipulación de la capa límite lograda por las técnicas.

Figura 95. Las formas de controlar y evitar la separación la capa límite y sus ventajas.



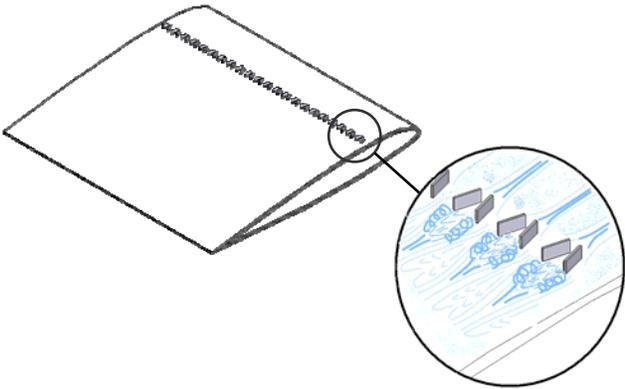
Fuente – Los autores.

7.2 CARACTERÍSTICAS DE LAS TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE.

En las tablas 32 a la 39 se describen las características generales como la forma de construcción, las ventajas y desventajas presentadas por cada una de las técnicas aplicadas en el perfil NACA 23012.

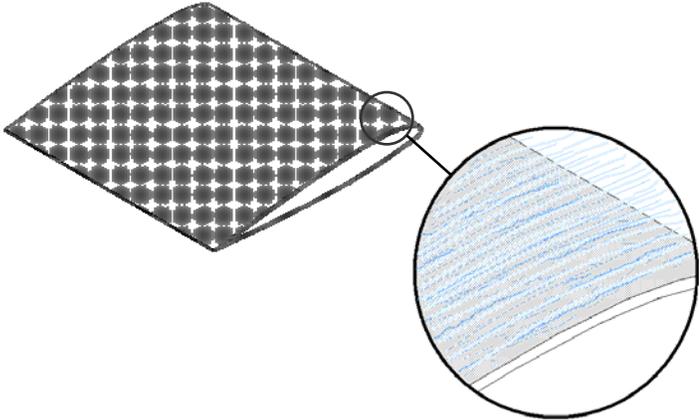
La información dada en estas tablas orientará y permitirán a los ingenieros aeronáuticos seleccionar de manera preliminar la técnica que evita el desprendimiento de la capa límite más conveniente para el diseño de su aeronave.

Tabla 32. Características de los generadores de vórtice

GENERADORES DE VÓRTICE	
	
Definición	Pequeñas láminas verticales que modifican el comportamiento del flujo que circula sobre una superficie aerodinámica. Estas laminas convierten una capa límite laminar lenta en una capa límite turbulenta la cual tiene mayor energía cinética.
Clasificación	Técnica Pasiva
Construcción	Usualmente son construidos con los mismos materiales con los que se fabrica el perfil. Estos tipos de generadores de vórtice son incorporados por medio de elementos de sujeción como tornillos, remaches, o son incorporados directamente a la piel. La altura de los generadores de vórtices debe estar entre el 10% y 80% del valor del espesor de la capa límite laminar.
Ventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Su implementación no necesita de una fuente de alimentación externa. - Aumenta el C_l. - Proporciona una distribución mas uniforme de los valores de C_p (Sobre la superficie superior del perfil). - No requiere ser aplicada en toda la superficie del perfil aerodinámico. - Su implementación no representa un alto costo. - Fácil de implementar y construir. - Su fabricación puede realizarse con los mismos materiales con los que se construye la superficie aerodinámica. - No requieren de un mantenimiento riguroso.
Desventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Disminuye el ángulo de entrada en pérdida del perfil. - Una inadecuada selección de la geometría, tamaño, orientación y ubicación genera una disminución del C_l y un aumento del C_d. - A elevados ángulos de ataque la capa límite se desprende con mayor facilidad. - Susceptible a los daños por impacto.

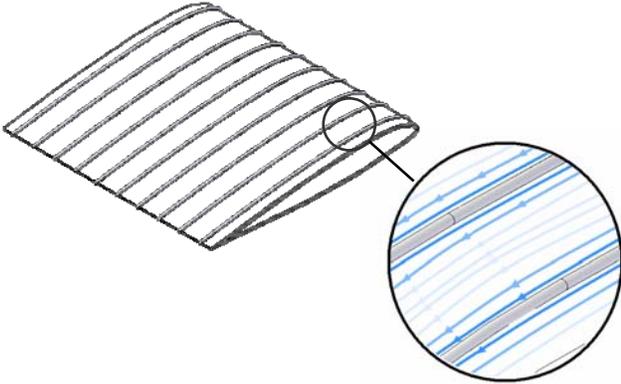
Fuente – Los autores.

Tabla 33. Características de la técnica de rugosidad

RUGOSIDAD	
	
Definición	Esta técnica es utilizada para inducir el punto de transición de un flujo laminar que tiende a desprenderse del perfil aerodinámico.
Clasificación	Técnica Pasiva
Construcción	La aplicación de esta técnica consiste en adherir una delgada capa de rugosidad ya sea con granos de carburo de silicio o arena fina cuya altura no supere el 2% del espesor de la capa límite laminar.
Ventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Su implementación no necesita de una fuente de alimentación externa. - Aumenta el C_l en altas velocidades del régimen subsónico. - Genera una disminución de los valores de C_p (Sobre la superficie superior del perfil). - No requieren de un mantenimiento riguroso.
Desventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Disminuye el ángulo de entrada en pérdida del perfil. - Disminuye el $c_{l_{max}}$. - Aumenta el C_d. - Una inadecuada selección del nivel de rugosidad genera una disminución del C_l y un gran aumento del C_d. - Su implementación representa un alto costo. - Su construcción y aplicación es compleja.

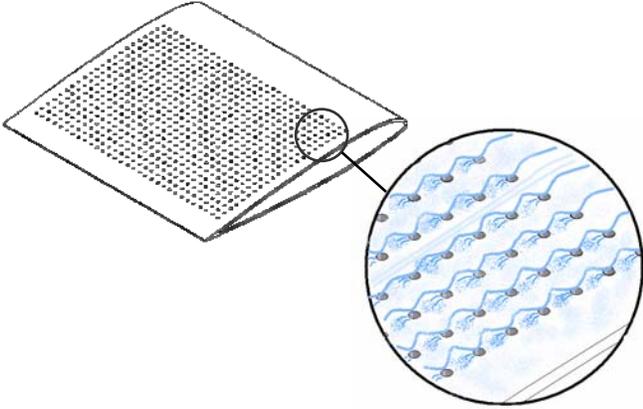
Fuente – Los autores.

Tabla 34. Características de la técnica de guías de flujo

GUÍAS DE FLUJO	
	
Definición	Pequeñas líneas o placas continuas en relieve orientadas en el sentido de la dirección del flujo, las cuales consisten en dirigir las líneas de corriente de aire para evitar que estas tomen una forma turbulenta al tratar de moverse en dirección diagonal a la cuerda del perfil.
Clasificación	Técnica Pasiva
Construcción	Pueden ser construidos con los mismos materiales con los que se fabrica el perfil aerodinámico o con materiales compuestos.
Ventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Su implementación no necesita de una fuente de alimentación externa. - Aumenta los ángulos de entrada en pérdida. - Aumenta el C_l. - Aumenta el $C_{l_{max}}$. - Disminuye los valores de C_p (Sobre la superficie superior del perfil). - Su implementación no representa un alto costo. - Fácil de implementar y construir. - Controla y previene el desprendimiento de la capa límite en un a la con un ángulo de flechamiento. - No requieren de un mantenimiento riguroso.
Desventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Aumento del C_d.

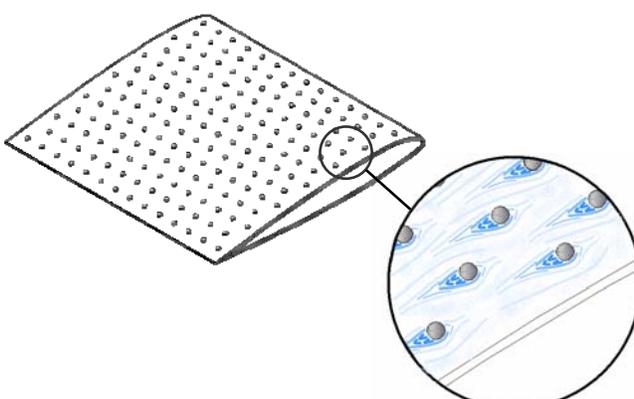
Fuente – Los autores.

Tabla 35. Características de la técnica de porosidad.

POROSIDAD	
	
Definición	El principio de esta técnica consiste en convertir el flujo laminar que tiende a desprenderse en un flujo turbulento, por medio de la aceleración y ganancia de energía cinética obtenida gracias al movimiento ondulatorio creado cuando el aire pasa sobre la superficie porosa.
Clasificación	Técnica Pasiva
Construcción	Consiste en realizar una serie de agujeros que no traspasen la superficie del perfil aerodinámico.
Ventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Su implementación no necesita de una fuente de alimentación externa. - Aumenta el $c_{l_{max}}$. - Disminuye los valores de C_p (Sobre la superficie superior del perfil). - No se requieren de materiales adicionales para su construcción e implementación.
Desventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Aumenta el $C_{d,0}$. - Su construcción y aplicación es compleja. - Susceptible a la contaminación de la superficie por polución e insectos. - Presenta una distribución no uniforme del C_p (Sobre la superficie superior del perfil). - Su implementación representa un alto costo. - Requiere de un mantenimiento riguroso.

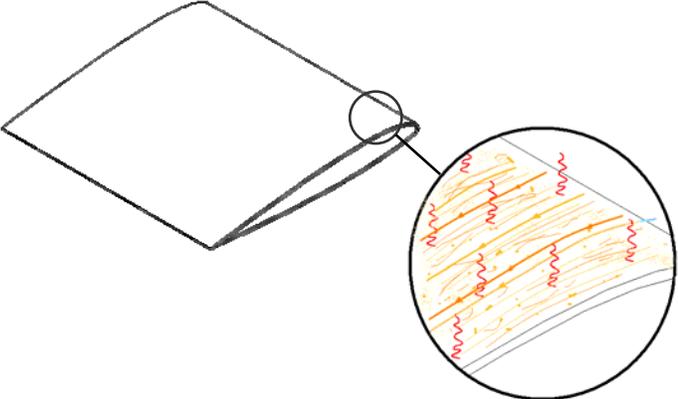
Fuente – Los autores.

Tabla 36. Características de la técnica de esferas.

ESFERAS	
	
Definición	Pequeños cuerpos que aceleran el flujo que circula sobre el perfil.
Clasificación	Técnica Pasiva
Construcción	Se construye por medio de cuerpos esféricos que pueden variar desde materiales plásticos, metálicos y materiales compuestos.
Ventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Su implementación no necesita de una fuente de alimentación externa. - No requiere de un mantenimiento riguroso.
Desventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Disminuye el ángulo de entrada en pérdida. - Disminuye el C_l. - Disminuye el $c_{l_{max}}$. - Aumento del C_d. - Aumenta el $C_{d,0}$. - Disminución del $\frac{C_l}{C_d}$. - Aumento de los valores de C_p (Sobre la superficie superior del perfil). - Su implementación representa un alto costo. - Su construcción y aplicación es compleja.

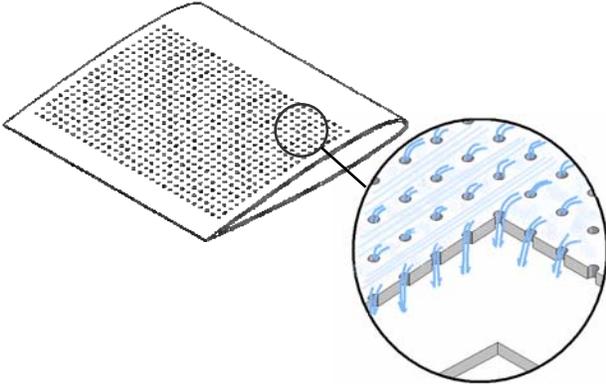
Fuente – Los autores.

Tabla 37. Características de la técnica de calentamiento de la superficie.

CALENTAMIENTO DE LA SUPERFICIE	
	
Definición	Técnica que consiste en suministrar calor a la superficie del perfil que se encuentra en contacto con el aire, con el objetivo de poder hacer una transferencia de calor entre la pared del perfil aerodinámico y la corriente de aire que pasa sobre este.
Clasificación	Técnica activa
Construcción	Para su aplicación se requiere un elemento generador de calor, ya sea por resistencia eléctrica y/o o un por flujo de gas caliente. Para su construcción se hace necesario el empleo de componentes adicionales a los de la construcción de un perfil aerodinámico, tales como reguladores de temperatura, termocuplas, resistencias, soportes para el sistema y conectores, en el caso de ser mediante flujo de gas caliente, tuberías y acoples.
Ventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Evita la formación de hielo que forma una rugosidad irregular la cual desprende la capa límite.
Desventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Su implementación necesita de una fuente de alimentación externa. - Requiere de un sistema de regulación. - Disminuye el ángulo de entrada en pérdida. - Disminuye el C_l. - Disminuye el $c_{l_{max}}$. - Aumento del C_d. - Aumenta el $C_{d,0}$. - Disminución del $\frac{C_l}{C_d}$. - Su implementación representa un alto costo. - Su construcción y aplicación es compleja. - Aumenta el peso por sus accesorios. - Requiere de un mantenimiento riguroso.

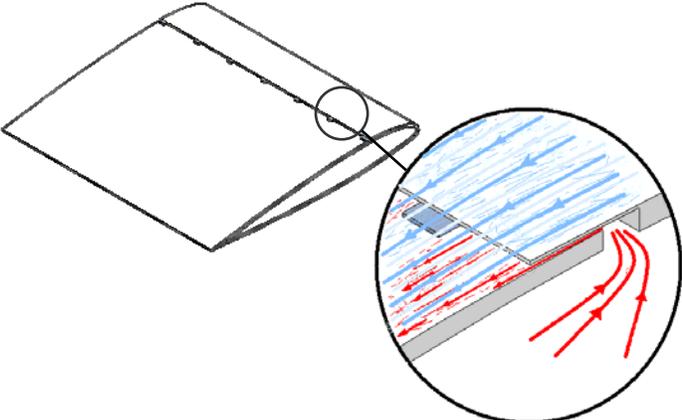
Fuente – Los autores.

Tabla 38. Características de la técnica de succión.

SUCCIÓN	
	
Definición	Técnica que consiste en crear una serie de orificios o hendiduras sobre la superficie de un perfil aerodinámico para que por medio de ellas se realice la succión de las partículas desaceleradas que fluyen a través del perfil.
Clasificación	Técnica activa
Construcción	Para la aplicación de esta técnica se necesita de una bomba de vacío o un motor de aspiración que proporcione una succión de aire, tuberías, acoples, válvulas, soportes y reguladores de caudal.
Ventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Aumenta los ángulos de entrada en pérdida. - Aumenta el C_l. - Aumenta el $C_{l_{max}}$. - Disminuye el C_d. - Aumento del $\frac{C_l}{C_d}$.
Desventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Su implementación representa un alto costo. - Su implementación necesita de una fuente de alimentación externa. - Requiere de un sistema de regulación. - Susceptible a la contaminación de la superficie por polución e insectos. - Su construcción y aplicación es compleja. - Aumenta el peso por sus accesorios. - Una inadecuada selección de la configuración de la cantidad de aire succionada y del tamaño, número y ubicación de los agujeros suprime la capa límite. - Requiere de un mantenimiento riguroso.

Fuente – Los autores.

Tabla 39. Características de la técnica de inyección.

INYECCIÓN	
	
Definición	Esta técnica consiste en inyectar o impulsar una cierta cantidad adicional de fluido (aire) dentro de las líneas de corriente de flujo que rodean un perfil aerodinámico y que forman la capa límite en el mismo.
Clasificación	Técnica activa
Construcción	Para su aplicación se hace necesario tener un motor jet y/o bomba de aire, u otro sistema de inyección, tuberías, válvulas reguladoras de flujo, y la elaboración de rendijas en el perfil aerodinámico.
Ventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Aumenta los ángulos de entrada en pérdida. - Aumenta el C_l. - Aumenta el $C_{l_{max}}$. - Disminuye el C_d. - Aumento del $\frac{C_l}{C_d}$.
Desventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Su implementación representa un alto costo. - Su implementación necesita de una fuente de alimentación externa. - Requiere de un sistema de regulación. - Su construcción y aplicación es compleja. - Aumenta el peso por sus accesorios. - Una inadecuada selección de la configuración de la cantidad de aire inyectada y del tamaño, número y ubicación de los agujeros genera el desprendimiento o supresión de la capa límite. - Requiere de un mantenimiento riguroso.

Fuente – Los autores.

8. CONCLUSIONES

Para el desarrollo de este proyecto se investigó y analizó la teoría que describe el comportamiento de la capa límite laminar y turbulenta sobre una superficie. Esta teoría inicio con la descripción de las ecuaciones de Navier-Stokes para luego así poder estudiar las características como el espesor y los coeficientes de rozamiento presentes en una capa límite. Adicionalmente en esta teoría se estudió el punto de transición y desprendimiento de la capa límite para poder entender como controlan y actúan las técnicas que se analizaron en este proyecto de investigación.

Por medio de los diferentes documentos técnicos publicados por la NASA, la AIAA y diferentes autores alrededor del mundo que han trabajado sobre el tema del control de la separación de la capa límite, se logró seleccionar, experimentar y analizar en este proyecto las técnicas: generadores de vórtice, rugosidad, guías de flujo, porosidad, esferas, calentamiento de la superficie, succión e inyección.

Estas técnicas se aplicaron en la superficie superior del perfil NACA 23012 el cual fue seleccionado por medio de la estadística mostrada en el anexo A, en la que se determinó que este tipo de perfil es uno de los más utilizados en aeronaves que vuelan a bajas velocidades del régimen subsónico.

La forma de aplicar estas técnicas se escogió de manera aleatoria, con lo que se pudo determinar en general las ventajas y desventajas que cada una de estas técnicas ofrece. El diseño para la construcción del perfil NACA 23012 y para la aplicación de las técnicas seleccionadas se realizó en el programa Solid Edge en donde se obtuvieron los planos mostrados en el anexo B. Para poder implementar las técnicas seleccionadas se construyeron 10 perfiles aerodinámicos NACA 23012 como se describe en el capítulo 6 de este proyecto. Una vez construidos los 10 perfiles se implementaron las técnicas sobre estos.

Se realizaron pruebas en el túnel de viento una vez implementadas las técnicas sobre los perfiles construidos. Las pruebas de medición de la fuerza de sustentación, fuerza de resistencia al avance y distribución de presiones se realizaron a $Re = 1.014 \times 10^5$, $Re = 1.352 \times 10^5$ y $Re = 1.690 \times 10^5$. Los datos obtenidos de las mediciones se convirtieron a coeficientes, los cuales fueron graficados como se muestra en los anexos del F al I.

A partir del análisis de estas graficas se determinó el nivel de eficiencia de cada una de las técnicas seleccionadas y se creó un documento ingenieril en donde se clasificaron de manera general los beneficios obtenidos y se concluyeron las ventajas y desventajas que estas técnicas ofrecen, las cuales son mostradas en las tablas 32 a la 39.

Al comparar los resultados de las diferentes técnicas con el perfil NACA 23012 se obtuvo de manera general que:

- Las técnicas que aumentaron el ángulo de entrada en pérdida fueron: guías de flujo, succión e inyección.
- Las técnicas que disminuyeron el ángulo de entrada en pérdida fueron: generadores de vórtice, rugosidad, esferas, y calentamiento de la superficie.
- Las técnicas que aumentaron el coeficiente de sustentación fueron: generadores de vórtice, guías de flujo, porosidad, succión e inyección.
- Las técnicas que disminuyeron el coeficiente de sustentación fueron: rugosidad, esferas, y calentamiento de la superficie.
- La técnica que obtuvo el mayor coeficiente de sustentación máximo fue inyección.
- Las técnicas que presentaron una disminución del coeficiente de resistencia al avance fueron: succión e inyección.
- Las técnicas que aumentaron el coeficiente de resistencia al avance fueron: generadores de vórtice, rugosidad, guías de flujo, esferas y calentamiento de la superficie.
- Las técnicas que aumentaron la eficiencia aerodinámica fueron: succión e inyección.
- Las técnicas que presentaron una disminución en la eficiencia aerodinámica fueron: generadores de vórtice, rugosidad, guías de flujo, porosidad, esferas y calentamiento de la superficie.
- Las técnicas que presentaron una disminución de los valores del coeficiente de presión fueron: generadores de vórtice $h = 1.1$ mm y $e = 2.2$ mm, rugosidad $k=16$ μm , guías de flujo y porosidad.
- La técnica que presentaron un aumento de los valores del coeficiente de presión fue los generadores de vórtice con la configuración de $h = 2$ mm y $e = 5$ mm, la rugosidad $k=104$ μm y esferas.

Con la implementación de los generadores de vórtice se concluyó que la altura de estos deben estar entre el 10% y el 80% del espesor de la capa límite presente en el perfil aerodinámico.

El aumento del coeficiente de resistencia al avance presentado por la aplicación de la técnica de rugosidad es causado por el aumento de las fuerzas de rozamiento entre la capa límite y la superficie rugosa y por el cambio del flujo laminar a turbulento.

El aumento del coeficiente de resistencia al avance presentado por la aplicación de la técnica de guías de flujo es debido a que el uso de estas guías de flujo incrementa la cantidad de área expuesta en el perfil al contacto con el aire en movimiento.

La implementación de la técnica de porosidad generó una disminución de los valores del coeficiente de presión debido a la aceleración obtenida gracias al movimiento ondulatorio que se presenta cuando el aire pasa a través de la superficie porosa.

Todas las desventajas que se obtuvieron con la aplicación de la técnica de esferas se debieron a que las esferas instaladas actuaron como cuerpos perturbadores de flujo y no como cuerpos aceleradores del flujo.

Con la implementación de la técnica de calentamiento se creó una transferencia de calor desde la superficie del perfil hacia el flujo de aire que circula sobre el mismo. Al haber un incremento en la temperatura del flujo de aire, se produjo un incremento de la viscosidad, de las fuerzas de fricción y del espesor de la capa límite. Entre mas grueso sea el espesor, mayor cantidad de aire será desacelerado sobre la superficie produciendo una mayor fuerza de resistencia al avance, aumentando así las probabilidades del desprendimiento de la capa límite.

Todas las ventajas obtenidas con la implementación de la técnica de succión se presentaron debido a la absorción de las partículas de aire desaceleradas que fluyen a través del perfil, evitando de esta manera que disminuya la velocidad del flujo y el desprendimiento de la capa límite.

Todas las ventajas obtenidas con la implementación de la técnica de inyección fueron logradas, debido a que el flujo inyectado sobre la superficie del perfil aumentó el flujo másico y la energía cinética del fluido que forma la capa límite.

En la técnica de inyección, la inyección masiva presenta mejores resultados que una inyección suave. A medida que aumentó la velocidad de inyección el valor del coeficiente de fricción presente en el perfil disminuyó, con lo que se logró obtener de igual manera una disminución de la fuerza de resistencia al avance.

Las técnicas que son de fácil construcción e implementación son: generadores de vórtice y guías de flujo.

Las técnicas que son de difícil construcción e implementación son: rugosidad, porosidad, esferas, calentamiento de la superficie, succión e inyección.

Las técnicas que evitan el desprendimiento de la capa límite son: generadores de vórtice, rugosidad, guías de flujo, porosidad, succión e inyección.

La técnica de guías de flujo fue la técnica pasiva que presentó mayores y mejores ventajas en comparación con el resto de las técnicas pasivas estudiadas en este proyecto de investigación.

La técnica de inyección fue la técnica activa que presentó mayores y mejores ventajas en comparación con el resto de las técnicas activas estudiadas en este proyecto de investigación.

Las técnicas de esferas y calentamiento fueron las que presentaron las mayores desventajas en comparación con las otras técnicas estudiadas en este proyecto de investigación.

El control y prevención de la separación de la capa límite aumenta la fuerza de sustentación y reduce la fuerza de resistencia al avance, generando así una mayor economía de vuelo al disminuir el consumo de combustible tanto para aeronaves militares como para aeronaves civiles.

9. RECOMENDACIONES

Los autores de esta obra recomiendan:

Adquirir un túnel de viento mas grande, con una mayor velocidad de operación y que sus equipos presenten una mayor escala de medición para disminuir los errores por medición presentados en los datos arrojados por este.

Realizar nuevas investigaciones para cada técnica, para así poder desarrollar una metodología que indique la selección y aplicación de estas técnicas que evitan el desprendimiento de la capa limite.

Comparar los resultados obtenidos experimentalmente con un software de validación como el CFD (Computational Fluid Dynamics), para futuras investigaciones relacionadas con el control y prevención de la separación de la capa limite.

Implementar técnicas pasivas que evitan el desprendimiento de la capa limite en aeronaves de pequeña envergadura y/o aeronaves con motores recíprocos, debido a que las técnicas activas son de compleja aplicación, aumentan el peso de la aeronave y requieren de una fuente de alimentación externa que en su mayoría se deriva para algunas aeronaves de sus motores a reacción.

Realizar un estudio de aplicación y análisis de costo de las técnicas que evitan el desprendimiento de la capa limite para aeronaves de aviación general, de transporte y militar.

BIBLIOGRAFÍA

AIAA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. USA. 2004 [cited september, 2004]. Available from Internet: www.aiaa.org/

ANDERSON, John D. Fundamentals of Aerodynamics. 3 ed. New York. McGrawHill. 2001. 892 p.

_____. Introduction to Flight. 4 ed. New York. McGrawHill. 2000. 766 p.

BEDFORD, Anthony y FOWLER, Wallace L. Estática, Mecánica para ingeniería. México D. F. Pearson Education. 1999. 624p.

BERTIN, John J. y SMITH, Michael L. Aerodynamics for Engineers. 3 ed. New York. Prentice Hall.

GRANDAS, Oscar R. Apuntes de clase. Universidad politécnica de California. Facultad de ciencias. San Luis Obispo, CA, USA. 1999.

INSTITUTO COLOMBIANO DE NORMAS TÉCNICAS Y CERTIFICACIÓN. Documentación. Presentación de tesis, trabajos de grado y otros trabajos de investigación. Quinta actualización. Bogotá DC. 2004. 34 p. NTC 1486.

_____. _____ Documentación. Guía para Numeración de Divisiones y Subdivisiones en Documentos Escritos. Segunda actualización. Bogotá DC. 2004. 4 p. NTC 1075.

_____. _____ Documentación. Documentación citas y notas de pie de pagina. Segunda actualización. Bogotá DC. 2004. 7 p. NTC 1487.

_____. _____ Documentación. Referencias Bibliográficas para libros, folletos e informes. Segunda actualización. Bogotá DC. 2004. 15 p. NTC 1160.

NASA, National Aeronautics and Space Administration. Houston (Texas). June 2004 [cited october, 2004]. Available from Internet: <http://naca.larc.nasa.gov>, www.grc.nasa.gov.

MUNSON, Bruce R. YOUNG, Donald F. y OKIISHI Theodore H. Fundamentos de Mecánica de Fluidos. México. Editorial Limusa. 880 p.

RAE, William H y POPE, Alan. Low Speed Wing Tunnel Testing. 2 ed. Washington USA. 1984. 534 p.

SCHLICHTING, Hermann. Boundary Layer Theory. New York. McGraw Hill. 1968. 774 p.

ANEXOS

ANEXO A.

ESTADÍSTICA DE LA SELECCIÓN DEL PERFIL DE PRUEBAS

ANEXO A.

ESTADÍSTICA DE LA SELECCIÓN DEL PERFIL DE PRUEBAS

Este anexo contiene un listado de aeronaves que vuelan a velocidades del régimen subsónico las cuales fueron escogidas de forma aleatoria, con el objetivo de poder determinar cual es el perfil aerodinámico mas usado en este tipo de aviones.

La siguiente estadística determinó que uno de los perfil aerodinámicos más utilizado es el NACA 23012 de acuerdo a la figura mostrada en este anexo, por lo tanto será este el perfil el seleccionado para la aplicación de las diferentes técnicas que se estudian en este proyecto para evitar el desprendimiento de la capa límite.

Tabla 1. Aeronaves que utilizan el perfil NACA 4412.

NACA 4412			
Unidades	Aeronaves	Perfil de la raíz del ala	Perfil de la punta del ala
1	AAI AA-2 Mamba	NACA 4412	NACA 4412
2	Aeronca 65-TAC Defender	NACA 4412	NACA 4412
3	Aeronca 65-TAF Defender	NACA 4412	NACA 4412
4	Aeronca 65-TAL Defender	NACA 4412	NACA 4412
5	Aeronca 65-TC Tandem	NACA 4412	NACA 4412
6	Aeronca 65-TF Tandem	NACA 4412	NACA 4412
7	Aeronca 65-TL Tandem (O-58, L-3)	NACA 4412	NACA 4412
8	Aeronca 7-AC Champion	NACA 4412	NACA 4412
9	Aeronca 7-BCM Champion (L-16)	NACA 4412	NACA 4412
10	Aeronca 7-CCM Champion (L-16)	NACA 4412	NACA 4412
11	Aeronca 7-DC Champion	NACA 4412	NACA 4412
12	Aeronca 7-DCM Champion	NACA 4412	NACA 4412
13	Aeronca 7-DCS Champion	NACA 4412	NACA 4412
14	Aeronca 7-EC Champion	NACA 4412	NACA 4412
15	Aeronca 7-ECS Champion	NACA 4412	NACA 4412
16	Aeronca 7-FC Champion	NACA 4412	NACA 4412
17	Aeronca TG-33	NACA 4412	NACA 4412
18	Aeronca TG-5	NACA 4412	NACA 4412
19	Avro 748	NACA 23018	NACA 4412
20	Avro 780 Andover	NACA 23018	NACA 4412

NACA 4412			
Unidades	Aeronaves	Perfil de la raíz del ala	Perfil de la punta del ala
21	Avtech Jabiru LSA/ST	NACA 4412	NACA 4412
22	Ayres 660 Turbo-Thrush	NACA 4412	NACA 4412
23	British Aerospace 748	NACA 23018	NACA 4412
24	British Aerospace ATP	NACA 23018	NACA 4412
25	Ayres S2R Thrush	NACA 4412	NACA 4412
26	Aero Commander 200	NACA 23015	NACA 4412

Fuente – Los autores

Tabla 2. Aeronaves que utilizan el perfil NACA 4415.

NACA 4415			
Unidades	Aeronaves	Perfil de la raíz del ala	Perfil de la punta del ala
1	AAI RQ-2 Pioneer	NACA 4415	NACA 4415
2	Benett-Carter Dottie S	NACA 4415	NACA 4415
3	Air Tractor AT-301	NACA 4415	NACA 4415
4	Air Tractor AT-401	NACA 4415	NACA 4415
5	Air Tractor AT-402	NACA 4415	NACA 4415
6	Air Tractor AT-501	NACA 4415	NACA 4415
7	Air Tractor AT-502	NACA 4415	NACA 4415
8	Air Tractor AT-602	NACA 4415	NACA 4415
9	Air Tractor AT-802	NACA 4415	NACA 4415

Fuente – Los autores

Tabla 3. Aeronaves que utilizan el perfil NACA 0012.

NACA 0012			
Unidades	Aeronaves:	Perfil de la raíz del ala	Perfil de la punta del ala
1	Reed 1A Rooivalk	NACA 0012	NACA 0012
2	Reed Falcon	NACA 0012	NACA 0012
3	Adams-Wilson Choppy	NACA 0012	NACA 0012
4	Cessna 152	NACA 2412	NACA 0012
5	B-17 Flying Fortress	NACA 0012	NACA 0010
6	Mitsubish s-62	NACA 0012	NACA 0012
7	Cessna 140 ^a	NACA 2412	NACA 0012
8	Cessna 150	NACA 2412	NACA 0012
9	Cessna 152	NACA 2412	NACA 0012

Fuente – Los autores

Tabla 4. Aeronaves que utilizan el perfil NACA 23012.

NACA 23012			
Unidades	Aeronaves	Perfil de la raíz del ala	Perfil de la punta del ala
1	Aero Boero 115	NACA 23012	NACA 23012
2	Aero Boero 150	NACA 23012	NACA 23012
3	Aero Boero 180	NACA 23012	NACA 23012
4	Aero Boero 210	NACA 23012	NACA 23012
5	Aero Boero 260	NACA 23012	NACA 23012
6	Aero Boero 95	NACA 23012	NACA 23012
7	Aero Commander 500 Shrike	NACA 23012	NACA 23012
8	Aero Commander 520 Shrike	NACA 23012	NACA 23012
9	Aero Commander 580 Shrike	NACA 23012	NACA 23012
10	Aero Commander 600 Shrike	NACA 23012	NACA 23012
11	Aero Commander 680 Shrike	NACA 23012	NACA 23012
12	Aero Visions Celebrity	NACA 23012	NACA 23012
13	Aerosport Scamp	NACA 23012	NACA 23012
14	Afco RL.3 Monsoon	NACA 23012	NACA 23012
15	Beech 50 Twin Bonanza	NACA 23014.1	NACA 23012
16	Aerosport Scamp	NACA 23012	NACA 23012
17	Auster J1B	NACA 23012	NACA 23012
18	Auster J5	NACA 23012	NACA 23012
19	Auster J/1U Workmaster	NACA 23012	NACA 23012
20	Aviasud AE 206 Mistral	NACA 23012	NACA 23012
21	Barkley-Grow T8P-1	NACA 23012	NACA 23012
22	Auster AOP 9	NACA 23012	NACA 23012
23	Aviation Traders 98 Carvair	NACA 23016	NACA 23012
24	Avro 679 Manchester	NACA 23018	NACA 23012
25	Avro 683 Lancaster	NACA 23018	NACA 23012
26	Avro 685 York	NACA 23018	NACA 23012
27	Avro 691 Lancastrian	NACA 23018	NACA 23012
28	Avro 694 Lincoln	NACA 23018	NACA 23012
29	Avro 696 Shackleton	NACA 23018	NACA 23012
30	Akaflieg Stuttgart FS-18	NACA 23018	NACA 23012
31	Armstrong Whitworth AW.650 Argosy	NACA 23018	NACA 23012
32	Auster B.8 Agrícola	NACA 23018	NACA 23012
33	Alpavia RF2 Avión-Planeur	NACA 23015	NACA 23012
34	Alpavia RF3 Avión-Planeur	NACA 23015	NACA 23012
35	Cessna 550 Citation II	NACA 23014	NACA 23012
36	Canadair CL-2 DC-4M North Star	NACA 23016	NACA 23012
37	Canadair CL-4 C-4 North Star	NACA 23016	NACA 23012

NACA 23012			
Unidades	Aeronaves	Perfil de la raíz del ala	Perfil de la punta del ala
38	Auster AOP 9	NACA 23012	NACA 23012

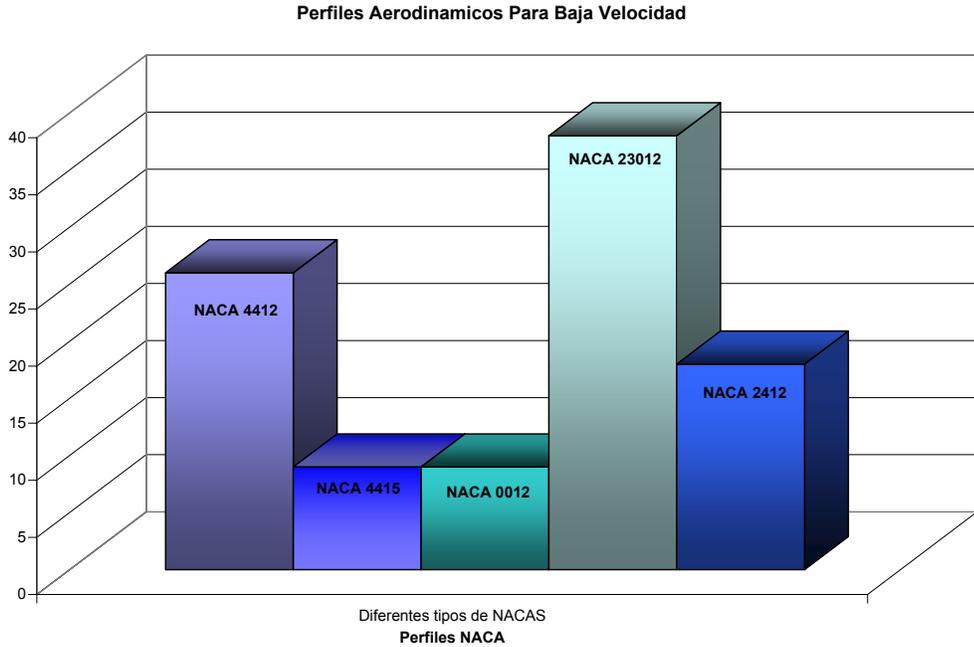
Fuente – Los autores

Tabla 5. Aeronaves que utilizan el perfil NACA 2412.

NACA 2412			
Unidades	Aeronaves	Perfil de la raíz del ala	Perfil de la punta del ala
1	Cessna 120	NACA 2412	NACA 2412
2	Cessna 190	NACA 2412	NACA 2412
3	Cessna 195 (LC-126)	NACA 2412	NACA 2412
4	Cessna 305 L-19	NACA 2412	NACA 2412
5	Cessna 308	NACA 2412	NACA 2412
6	Cessna 309	NACA 2412	NACA 2412
7	Cessna 319	NACA 2412	NACA 2412
8	Cessna 321 OE-2	NACA 2412	NACA 2412
9	Cessna 325	NACA 2412	NACA 2412
10	Cessna 206 Super Skylane	NACA 2412	NACA 0012
11	Cessna 206 Super Skywagon	NACA 2412	NACA 0012
12	Cessna 207 Skywagon	NACA 2412	NACA 0012
13	Cessna 207 Stationair	NACA 2412	NACA 0012
14	Cessna 336 Skymaster	NACA 2412	NACA 2409
15	Cessna 337 Skymaster (O-2)	NACA 2412	NACA 2409
16	Cessna 182 1972-later	NACA 2412	NACA 2412 mod
17	Cessna 206 Stationair 1972-later	NACA 2412	NACA 2412 mod
18	Cessna 172	NACA 2412	NACA 2412 mod

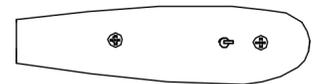
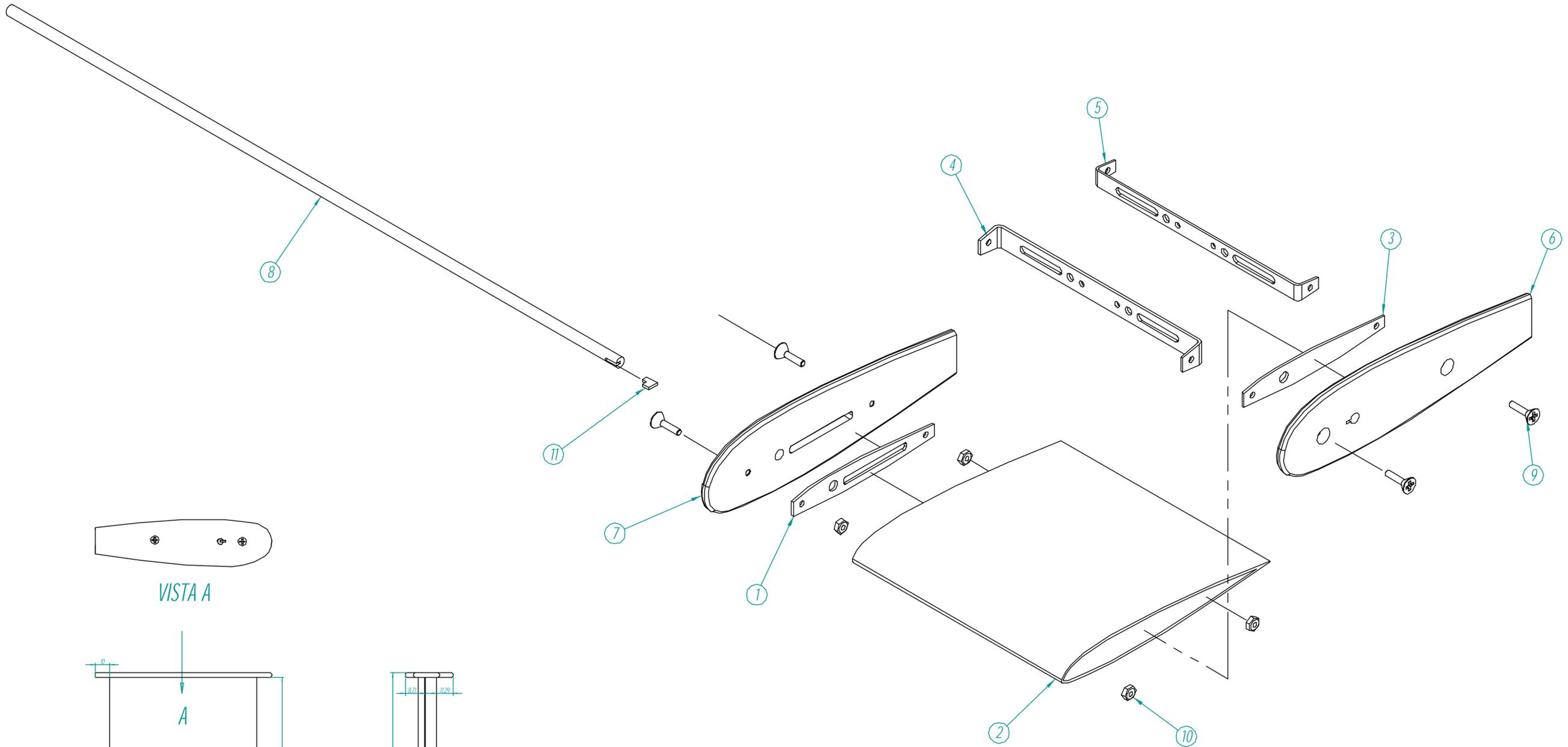
Fuente – Los autores

Grafica 1.Perfiles aerodinámicos usados en aeronaves que vuelan a velocidades del régimen subsónico

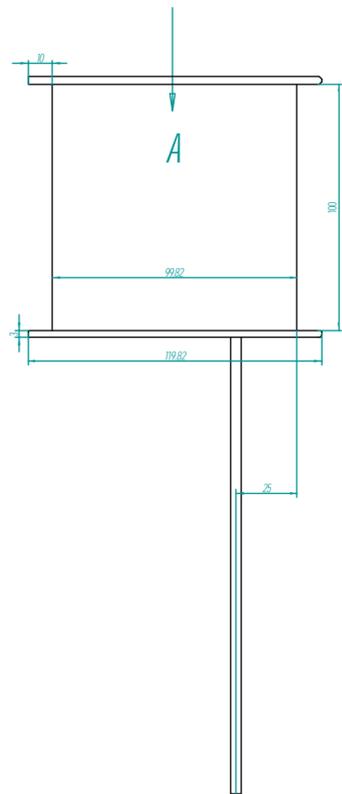


Fuente – Los autores

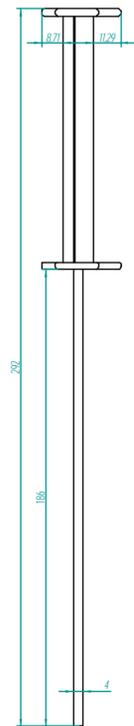
ANEXO B.
PLANOS EN SOLID EDGE



VISTA A



1:2

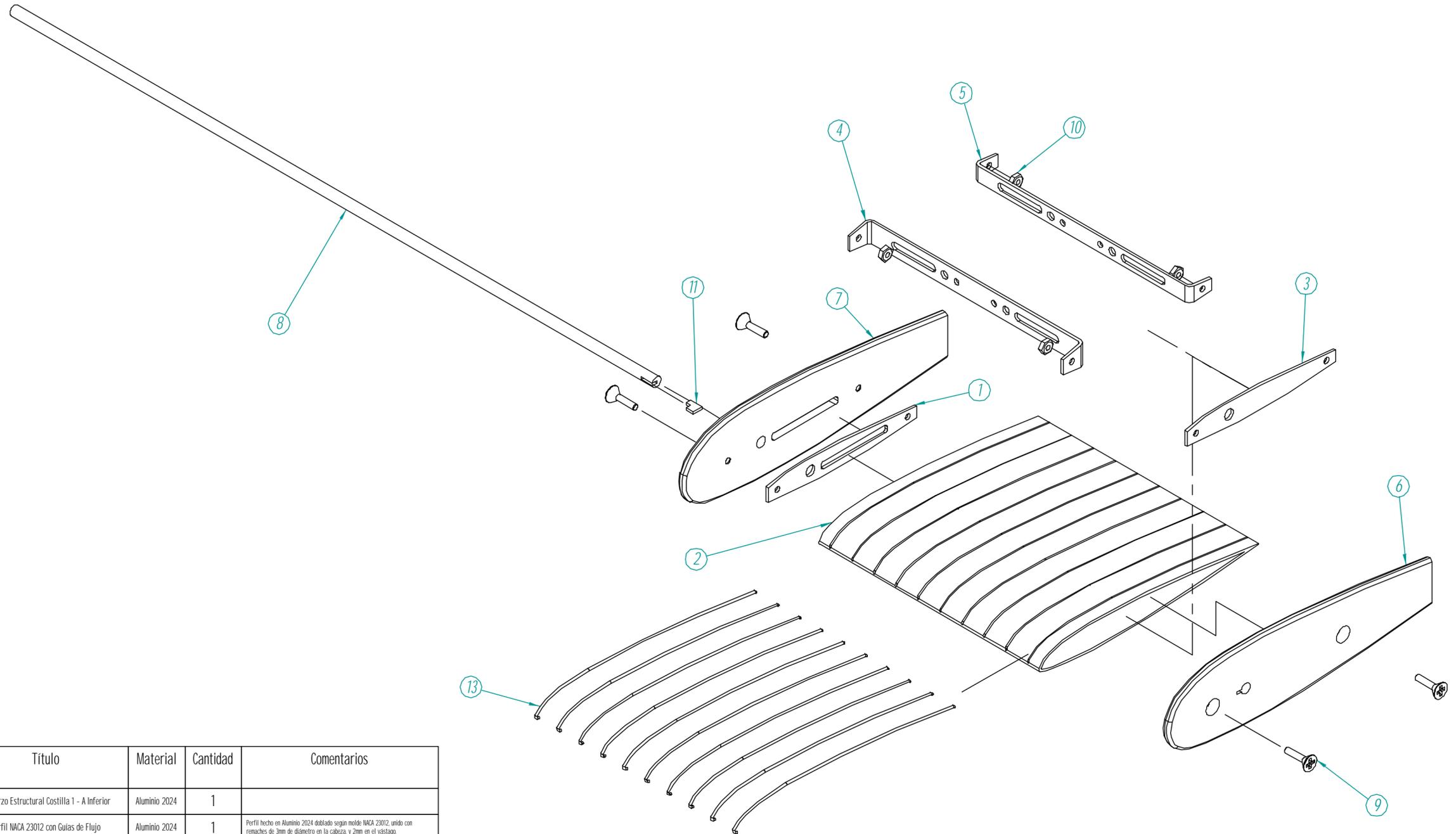


Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Plano 1	Perfil NACA 23012	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012, unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza, y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	Plano 3	Aletas 1 - B Base Superior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
7	Plano 2	Aletas 1 - A Base Inferior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Acero Plata	1	
9	-	Tornillo Avellanado	Acero	4	Tornillo Avellanado estándar de 716° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, de rosado M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Acero	4	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.2mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.6mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	Plano 8	Cuña de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuña hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de acero plata.
12	Referirse al Plano 1 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.

SOLID EDGE EES-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANALISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes:		Formato:
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandes	25-05-2006	LEONARDO STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA		A2
Aprobado 2			Título:		Plano:
			Perfil Limpio Explosionado		1 E
			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	Perfil: NACA 23012
			Escala 1:1	Material: Se listan en la Tabla de Referencia de partes	Hoja 1 de 1

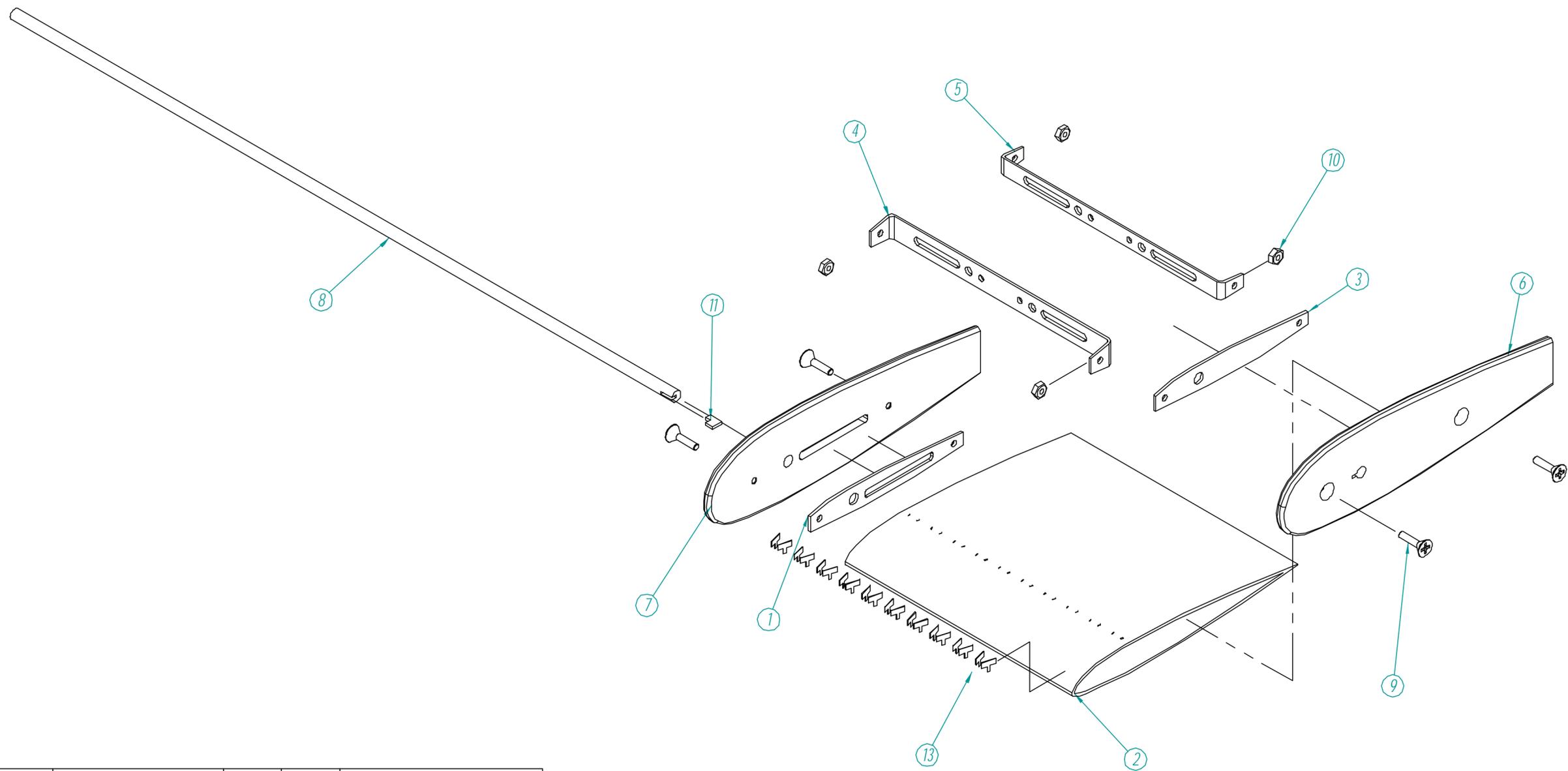


Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1° en formato ISO



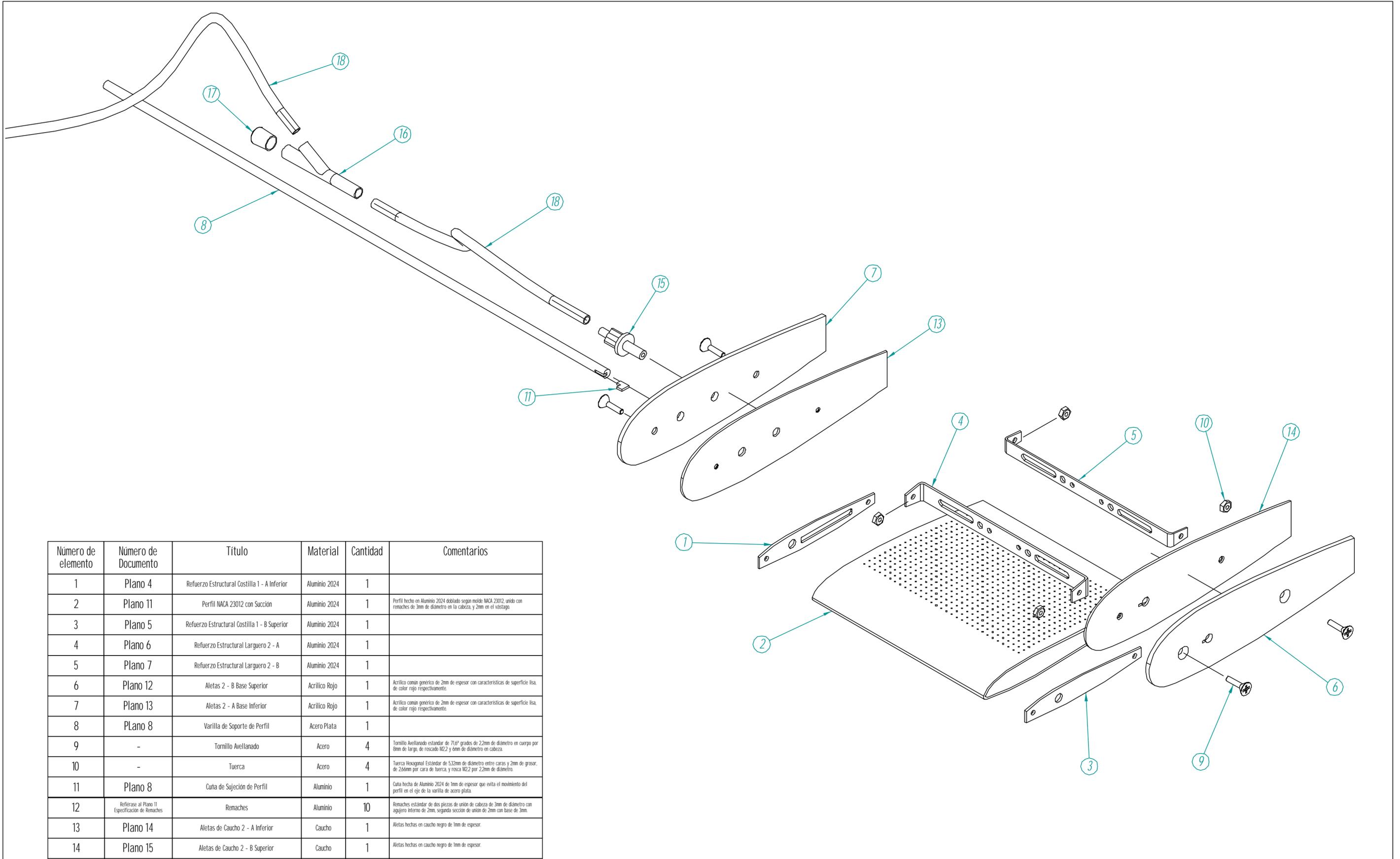
Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Plano 9	Perfil NACA 23012 con Guías de Flujo	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012, unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	Plano 3	Aletas 1 - B Base Superior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
7	Plano 2	Aletas 1 - A Base Inferior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Aceero Plata	1	
9	-	Tornillo Avellanado	Acero	4	Tornillo Avellanado estándar de 71.6° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, roscado M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Acero	4	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.32mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.66mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	-	Cuna de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuna hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de acero plata.
12	Refiérase al Plano 9 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.
13	-	Guías de Flujo	Estaño	10	Alambre de estaño común, de 0.8mm de diámetro

SOLID EDGE EIS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes	Formato:	
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas	28-05-2008	LEONARDO STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	A2	
Aprobado 2			Título:	Perfil Guías de Flujo Explosionado	Plano: 2 E
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO			Revisión:	1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
			Perfil:	NACA 23012	
			Escala 1:1	Material: Se Listan en la Tabla de Referencia de partes	Hoja 1 de 1

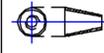


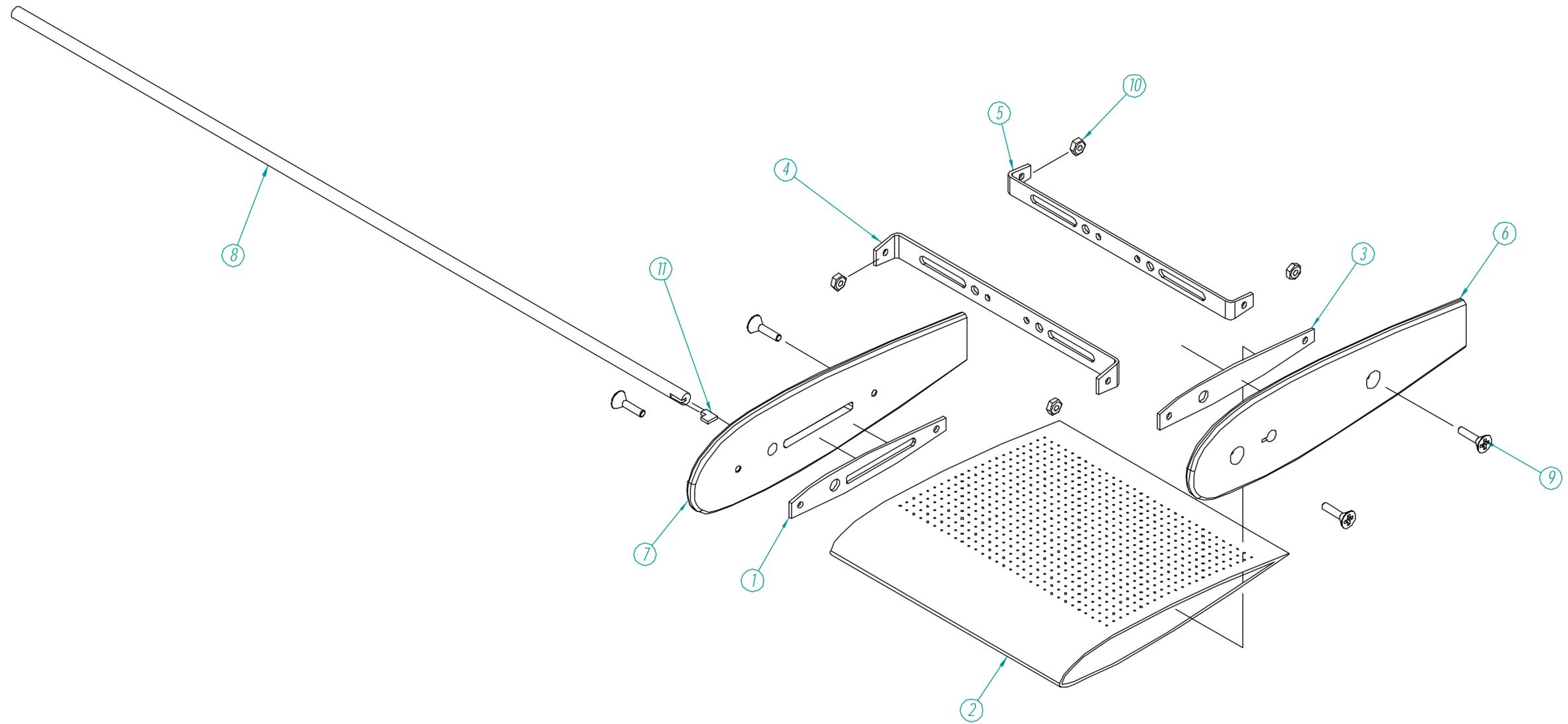
Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Plano 10	Perfil NACA 23012 con Generadores de Vórtice	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012, unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza, y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural Costilla 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	Plano 3	Aletas 1 - B Base Superior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
7	Plano 2	Aletas 1 - A Base Inferior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Acero Plata	1	
9	-	Tornillo Avellanado	Acero	4	Tornillo Avellanado estándar de 71.6° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, de rosca M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Acero	4	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.32mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.66mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	Plano 8	Cuña de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuña hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de acero plata.
12	Referirse al Plano 10 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.
13	Plano 10	Generadores de Vórtice	Aluminio	10	Generadores de Vórtice hechos en aluminio 2024 de 0.2mm de espesor, con un largo de 5mm por 1.8mm de alto en la zona expuesta.

SOLID EDGE <small>EOS-PLM SOLUTIONS</small>		ESTUDIO Y ANALISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Dibujado: Integrantes del Proyecto Aprobado 1: Ingeniero Oscar Ricardo Grandes Aprobado 2:	Nombre: Integrantes del Proyecto Fecha: 01-06-2006	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato: A2
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de +0.5 y +T, en Formato ISO		Título: Perfil Generadores de Vórtice Explosionado Revisión: 1 Fecha de revisión: 19 de enero de 2006 Escala: 1:1	Plano: 3 E Perfil: NACA 23012 Hoja 1 de 1



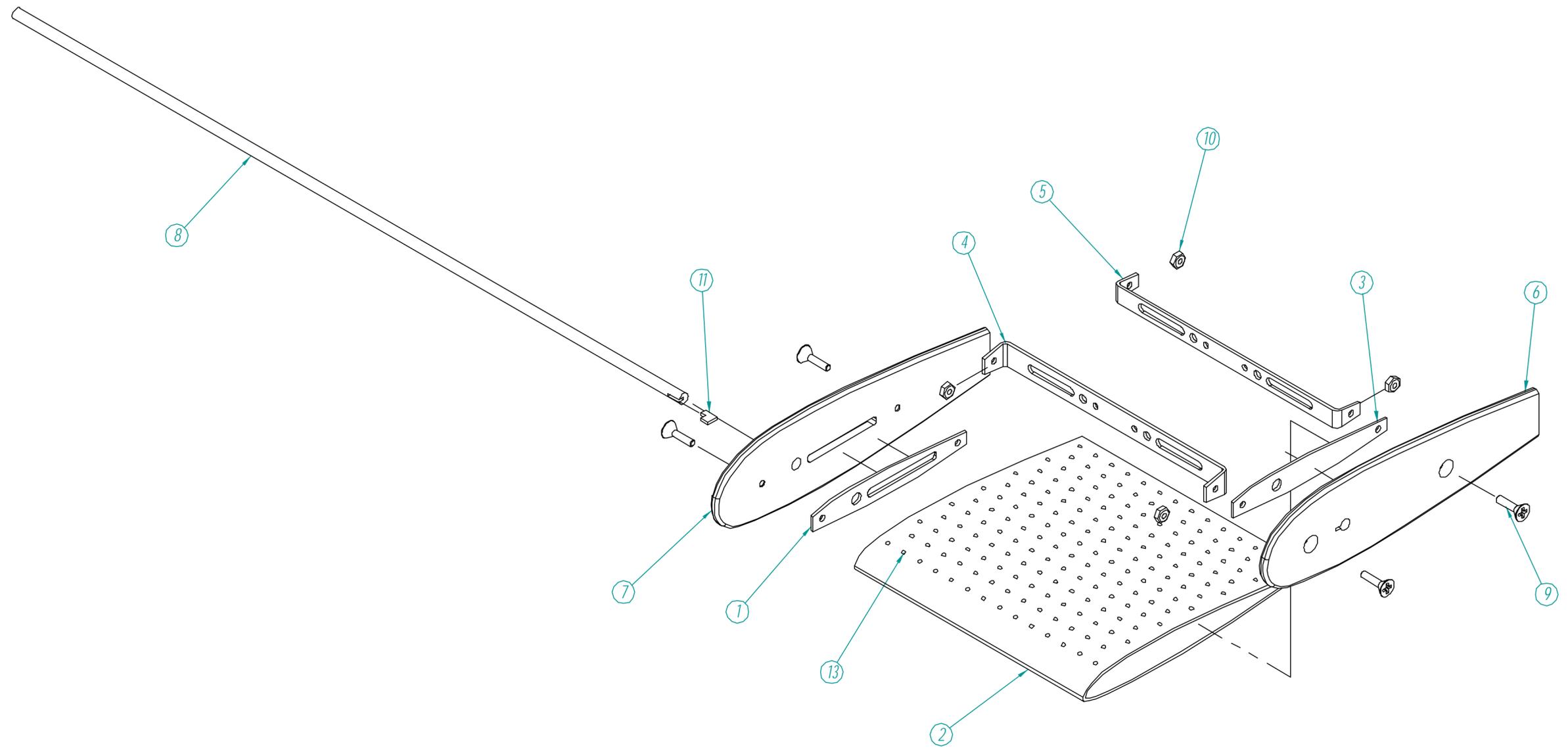
Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Plano 11	Perfil NACA 23012 con Succión	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012, unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza, y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural Costilla 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	Plano 12	Aletas 2 - B Base Superior	Acrílico Rojo	1	Acrílico común genérico de 2mm de espesor con características de superficie lisa, de color rojo respectivamente.
7	Plano 13	Aletas 2 - A Base Inferior	Acrílico Rojo	1	Acrílico común genérico de 2mm de espesor con características de superficie lisa, de color rojo respectivamente.
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Acero Plata	1	
9	-	Tornillo Avellanado	Acero	4	Tornillo Avellanado estándar de 71.6° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, de rosca M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Acero	4	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.32mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.66mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	Plano 8	Cuña de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuña hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de acero plata.
12	Referirse al Plano 11 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.
13	Plano 14	Aletas de Caucho 2 - A Inferior	Caucho	1	Aletas hechas en caucho negro de 1mm de espesor.
14	Plano 15	Aletas de Caucho 2 - B Superior	Caucho	1	Aletas hechas en caucho negro de 1mm de espesor.
15	Plano 16	Acople de Manguera Aleta	Plástico	1	Acople de Manguera y Aleta de Plástico fundido transparente.
16	Plano 16	Unión en Y de Mangueras	Plástico	1	Unión de manguera en Y de 4mm de diámetro con liberador de presión, de plástico fundido transparente.
17	Plano 16	Tapon Liberador de Presión	Caucho	1	Tapon Liberador de Presión en unión en Y de Mangueras.
18	-	Mangueras	Caucho	2	Mangueras de Caucho fundido transparente de 4mm de diámetro y diámetro exterior de 3mm.

SOLID EDGE EIS-PEM SOLUT/KONS			ESTUDIO Y ANALISIS DE TECNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LIMITE EN UN PERFIL AERODINAMICO A BAJAS VELOCIDADES			
Dibujado	Nombre	Fecha	Integrantes:	LEONARDO STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA		
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas			Formato:	A2	
Aprobado 2				Título:	Perfil de Succión Explosionado	
 Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1° en Formato ISO			Revisión:	1	Fecha de revisión:	19 de enero de 2006
			Escala:	1:1	Material: Se Listan en la Tabla de Referencia de partes	
					Plano: 4 E	
					Perfil: NACA 23012	
					Hoja 1 de 1	



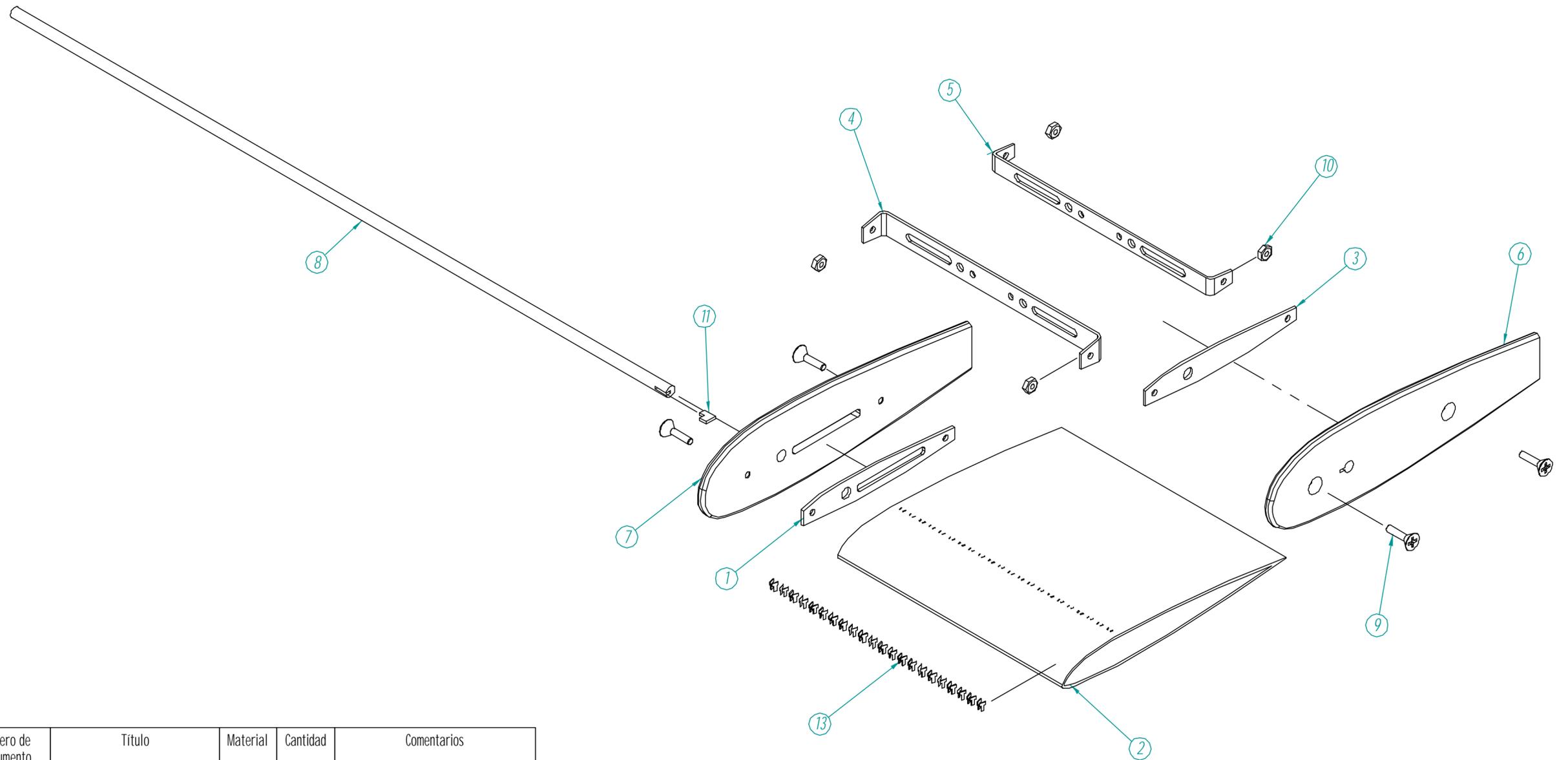
Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Plano 17	Perfil NACA 23012 con porosidad	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012, unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural Costilla 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	Plano 3	Aletas 1 - B Base Superior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
7	Plano 2	Aletas 1 - A Base Inferior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Aceero Plata	1	
9	-	Tornillo Avellanado	Aceero	4	Tornillo Avellanado estándar de 71.6° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, de rosca M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Aceero	4	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.32mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.66mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	Plano 8	Cuña de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuña hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de aceero plata.
12	Reférase al Plano 17 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANALISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LIMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Nombre	Fecha	Integrantes	Formato:
Integrantes del Proyecto	20-06-2008	LEONARDO STEVEEN DELGADO HERMANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	A2
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandis	Título:	Plano: 5 E
Aprobado 2		Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±0.1, en Formato ISO		Escala 1:1	Material: Se Listan en la Tabla de Referencia de partes
		Hoja 1 de 1	



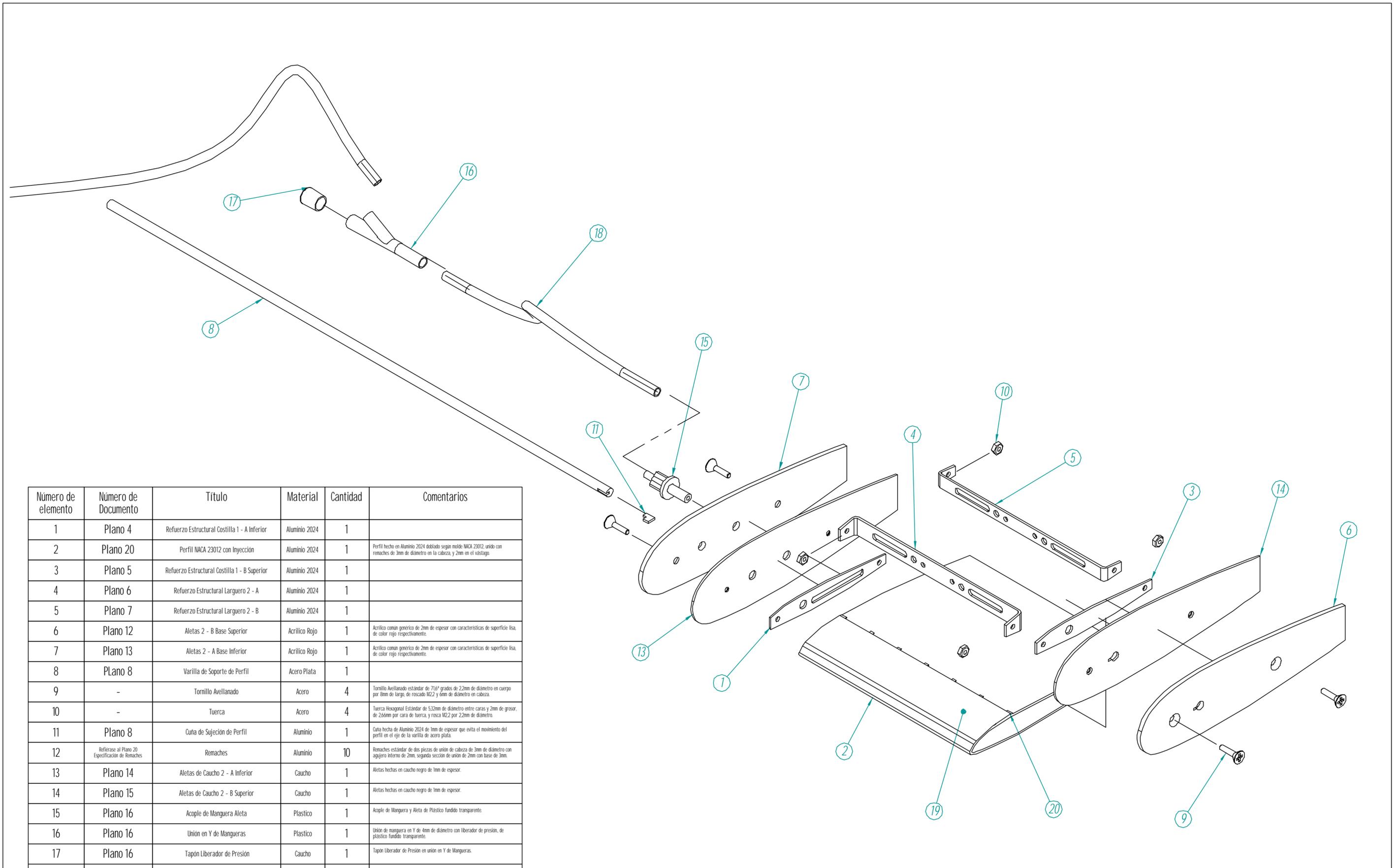
Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Plano 18	Perfil NACA 23012 con Esferas	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012, unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza, y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural Costilla 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	Plano 3	Aletas 1 - B Base Superior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
7	Plano 2	Aletas 1 - A Base Inferior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Acero Plata	1	
9	-	Tornillo Avellanado	Acero	4	Tornillo Avellanado estándar de 71.6° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, de rosca M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Acero	4	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.32mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.66mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	Plano 8	Cuña de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuña hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de acero plata.
12	Refiérase al Plano 18 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.
13	Refiérase al Plano 18 Ubicación de Esferas	Esferas	Acero	163	Esferas de 1.4mm de diámetro, hechas en acero, con superficie lisa.

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANALISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LIMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Nombre	Fecha	Integrantes	Formato:	
Aprobado 1	Integrantes del Proyecto	22-06-2005	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	A2	
Aprobado 2	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas				
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO			Título:	Perfil con Esferas Explosionado	Plano: 6 E
			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	Perfil: NACA 23012
			Escala 1:1	Material: Se Listan en la Tabla de Referencia de partes	Hoja 1 de 1



Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Plano 19	Perfil NACA 23012 con Generadores de Vórtice 2	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012 unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural Costilla 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	Plano 3	Aletas 1 - B Base Superior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
7	Plano 2	Aletas 1 - A Base Inferior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Acero Plata	1	
9	-	Tornillo Avellanado	Acero	4	Tornillo Avellanado estándar de 71.6° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, de rosca M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Acero	4	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.32mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.66mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	Plano 8	Cuña de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuña hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de acero plata.
12	Reférase al Plano 19 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.
13	Plano 19	Generadores de Vórtice	Aluminio	44	Generadores de Vórtice hechos en aluminio 2024 de 0.2mm de espesor, con un largo de 2.2mm por 1.1mm de alto en la zona expuesta.

SOLID EDGE EES-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LIMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandes	25-06-2005	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA
Aprobado 2			Formato: A2
 Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±0.7, en Formato ISO		Título: Perfil Generadores de Vórtice 2 Explodonado	Plano: 7 E
		Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
Escala: 1:1		Material: Se Listan en la Tabla de Referencia de partes	Hoja 1 de 1

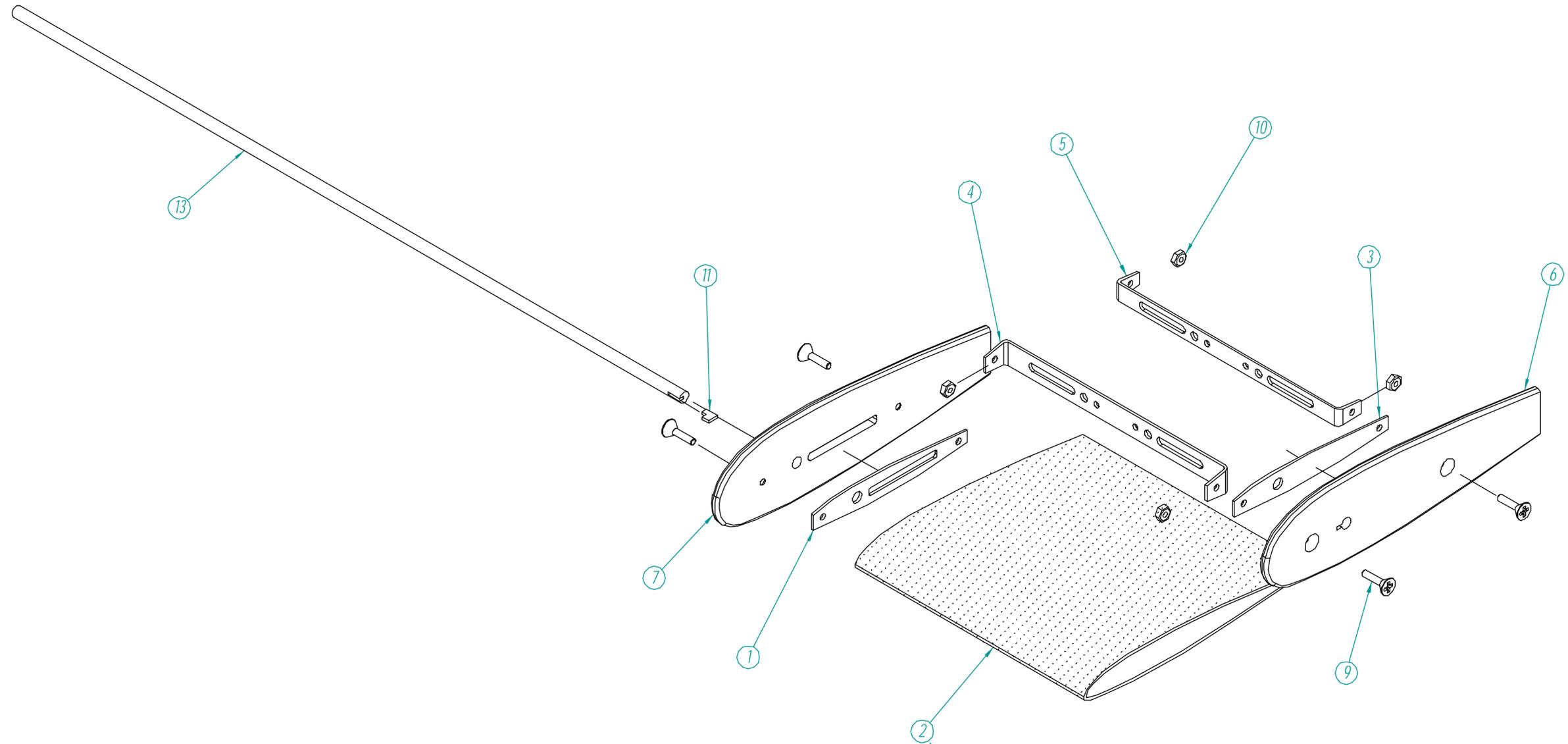


Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Plano 20	Perfil NACA 23012 con Inyección	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012, unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza, y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural Costilla 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	Plano 12	Aletas 2 - B Base Superior	Acrílico Rojo	1	Acrílico común genérico de 2mm de espesor con características de superficie lisa, de color rojo respectivamente.
7	Plano 13	Aletas 2 - A Base Inferior	Acrílico Rojo	1	Acrílico común genérico de 2mm de espesor con características de superficie lisa, de color rojo respectivamente.
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Acero Plata	1	
9	-	Tornillo Avellanado	Acero	4	Tornillo Avellanado estándar de 71.6° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, de rosca M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Acero	4	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.32mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.66mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	Plano 8	Cuña de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuña hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de acero plata.
12	Reférase al Plano 20 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.
13	Plano 14	Aletas de Caucho 2 - A Inferior	Caucho	1	Aletas hechas en caucho negro de 1mm de espesor.
14	Plano 15	Aletas de Caucho 2 - B Superior	Caucho	1	Aletas hechas en caucho negro de 1mm de espesor.
15	Plano 16	Acople de Manguera Aleta	Plástico	1	Acople de Manguera y Aleta de Plástico fundido transparente.
16	Plano 16	Unión en Y de Mangueras	Plástico	1	Unión de manguera en Y de 4mm de diámetro con liberador de presión, de plástico fundido transparente.
17	Plano 16	Tapón Liberador de Presión	Caucho	1	Tapón Liberador de Presión en unión en Y de Mangueras.
18	-	Mangueras	Caucho	2	Mangueras de Caucho fundido transparente de 4mm de diámetro por diámetro interior de 3mm.
19	Plano 21	Lamina direccionadora de Flujo Tangencial	Aluminio	1	Lamina de Aluminio 2024 de 0.2mm de espesor, que ayuda a direccionar el flujo tangencialmente al perfil.
20	Plano 22	Lamina de Siete Pestañas	Aluminio	1	Lamina de Aluminio 2024 de 0.2mm de espesor, que crea un espaciamiento entre el perfil o piel y la lamina de direccionamiento de flujo tangencial.

SOLID EDGE EIS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANALISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LIMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes:	LEONARDO STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BUCANEGRA	
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandis	27-06-2006		Formato:	A2
Aprobado 2				Título:	Perfil Inyección Explosionado
				Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
				Escala: 1:1	Material: Se Listan en la Tabla de Referencia de partes
				Plano: 8 E	Perfil: NACA 23012
					Hoja 1 de 1



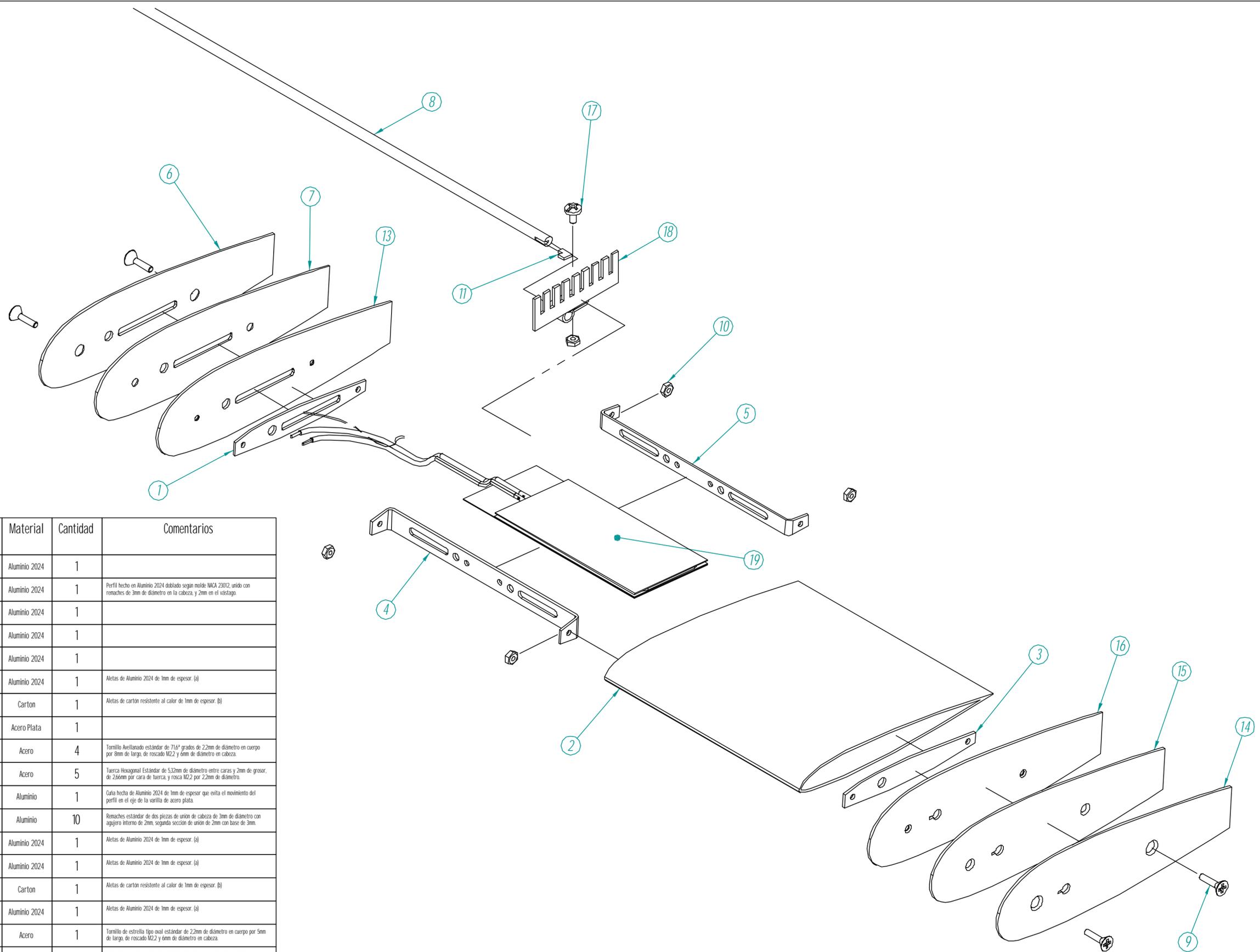
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1, en Formato ISO



Se poseen dos tipos diferentes de Perfiles. Este perfil fue recubierto con papel lija de grano 150 y 600 las cuales fueron recortadas para recubrir toda la superficie del perfil, sus dimensiones son descritas en el plano 23 para más información.

Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Plano 23	Perfil NACA 23012 con rugosidad	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012, unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural Costilla 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	Plano 3	Aletas 1 - B Base Superior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
7	Plano 2	Aletas 1 - A Base Inferior	Acrílico Azul	1	Acrílico común genérico de 3mm de espesor con características de superficie lisa, de color azul oscuro respectivamente.
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Aceros Plata	1	
9	-	Tomillo Avellanado	Aceros	4	Tomillo Avellanado estándar de 71.6° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, de rosca M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Aceros	4	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.32mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.66mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	Plano 8	Cuna de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuna hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de acero plata.
12	Reférase al Plano 23 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.

SOLID EDGE EIS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANALISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LIMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Nombre	Fecha	Integrantes:		
Aprobado 1	Integrantes del Proyecto	29-06-2005	LEONARDO STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA		
Aprobado 2	Ingeniero Oscar Ricardo Grandes		Formato: A2		
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de +0.5 y +T, en Formato ISO			Título: Perfil Rugosidad Explosionado		Plano: 9 E
Escala 1:1			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	Perfil: NACA 23012
Material: Se Listan en la Tabla de Referencia de partes			Hoja 1 de 1		



Número de elemento	Número de Documento	Título	Material	Cantidad	Comentarios
1	Plano 4	Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior	Aluminio 2024	1	
2	Reférase al Plano 1 de Especificaciones de coordenadas	Perfil NACA 23012 con Calentamiento	Aluminio 2024	1	Perfil hecho en Aluminio 2024 doblado según molde NACA 23012 unido con remaches de 3mm de diámetro en la cabeza y 2mm en el vástago.
3	Plano 5	Refuerzo Estructural Costilla 1 - B Superior	Aluminio 2024	1	
4	Plano 6	Refuerzo Estructural Larguero 2 - A	Aluminio 2024	1	
5	Plano 7	Refuerzo Estructural Larguero 2 - B	Aluminio 2024	1	
6	-	Aletas 3 - A Base Superior Externa	Aluminio 2024	1	Aletas de Aluminio 2024 de 1mm de espesor. (a)
7	-	Aletas 3 - A Base Superior Media	Cartón	1	Aletas de cartón resistente al calor de 1mm de espesor. (b)
8	Plano 8	Varilla de Soporte de Perfil	Acero Plata	1	
9	-	Tornillo Avellanado	Acero	4	Tornillo Avellanado estándar de 716° grados de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 8mm de largo, de rosca M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
10	-	Tuerca	Acero	5	Tuerca Hexagonal Estándar de 5.2mm de diámetro entre caras y 2mm de grosor, de 2.66mm por cara de tuerca, y rosca M2.2 por 2.2mm de diámetro.
11	Plano 8	Cuña de Sujeción de Perfil	Aluminio	1	Cuña hecha de Aluminio 2024 de 1mm de espesor que evita el movimiento del perfil en el eje de la varilla de acero plata.
12	Reférase al Plano 24 Especificación de Remaches	Remaches	Aluminio	10	Remaches estándar de dos piezas de unión de cabeza de 3mm de diámetro con agujero interno de 2mm, segunda sección de unión de 2mm con base de 3mm.
13	-	Aletas 3 - A Base Superior Interna	Aluminio 2024	1	Aletas de Aluminio 2024 de 1mm de espesor. (a)
14	-	Aletas 3 - B Base Superior Externa	Aluminio 2024	1	Aletas de Aluminio 2024 de 1mm de espesor. (a)
15	-	Aletas 3 - B Base Superior Media	Cartón	1	Aletas de cartón resistente al calor de 1mm de espesor. (b)
16	-	Aletas 3 - B Base Superior Interna	Aluminio 2024	1	Aletas de Aluminio 2024 de 1mm de espesor. (a)
17	-	Tornillo	Acero	1	Tornillo de estrella tipo estándar de 2.2mm de diámetro en cuerpo por 5mm de largo, de rosca M2.2 y 6mm de diámetro en cabeza.
18	-	Disipador de Calor	Aluminio 2024	1	Disipador de calor en aluminio 2024 de 1mm de espesor, de 43mm de largo por 14mm de ancho, con sujetador de 4mm de diámetro, sujetado por tornillo-tuerca.
19	-	Resistencia	-	1	Resistencia recubierta en lámina de Acero de 1mm de espesor, con un alambre para resistencia de 1mm de diámetro, aislado con placas intermedias de cartón antiinflamable, y conectado por medio de cable galvanizado de 1.8mm de diámetro.

NOTA (a): Aletas de Aluminio 2024 de 1mm de espesor. Esta aleta conserva características y dimensiones de los planos 2 y 3 según sea la configuración en el listado de piezas de este plano (Series X - A Plano 2 y Series X - B Plano 3) se varía únicamente el espesor y material como se indica en la tabla de referencia de partes de este plano, manteniendo un avellanado de 716° en agujeros de sujeción.

NOTA (b): Aletas de Cartón resistente al calor de 1mm de espesor. Esta aleta conserva características y dimensiones de los planos 2 y 3 según sea la configuración en el listado de piezas de este plano (Series X - A Plano 2 y Series X - B Plano 3) se varía únicamente el espesor y material como se indica en la tabla de referencia de partes de este plano, manteniendo un avellanado de 716° en agujeros de sujeción.

SOLID EDGE EIS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes:	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato: A2
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas		Título:	Perfil de Calentamiento Explosionado	Plano: 10 E
Aprobado 2			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	Perfil: NACA 23012
 Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±0.1, en Formato ISO.			Escala 1:1		
			Material: Se Listan en la Tabla de Referencia de partes		
			Hoja 1 de 1		

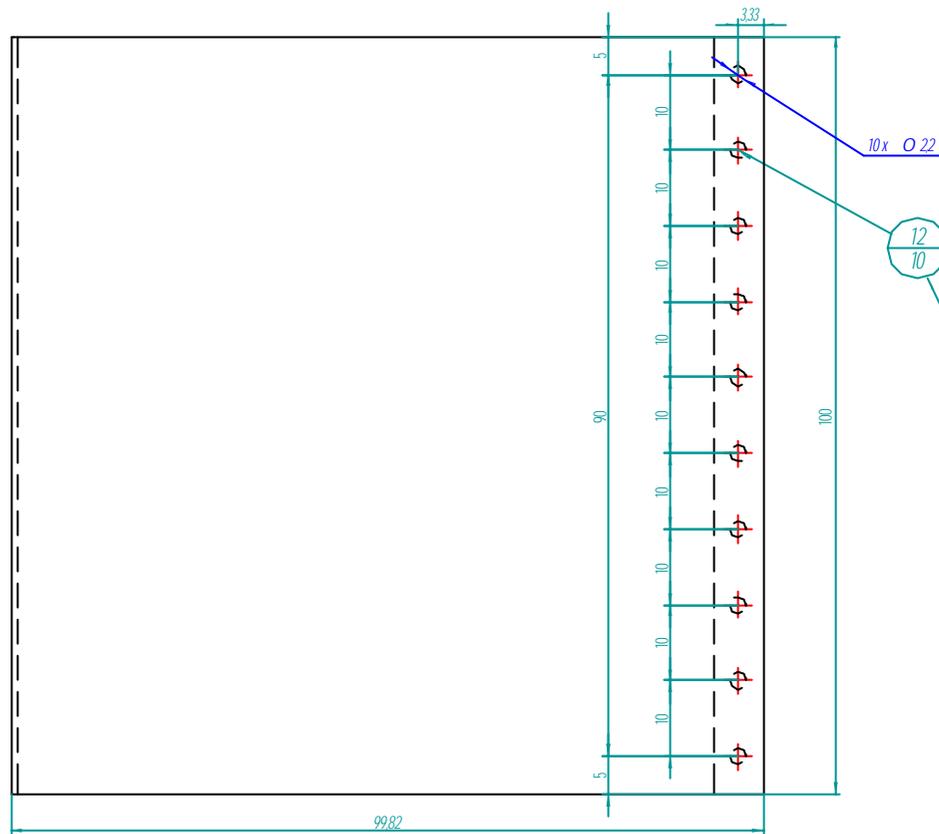


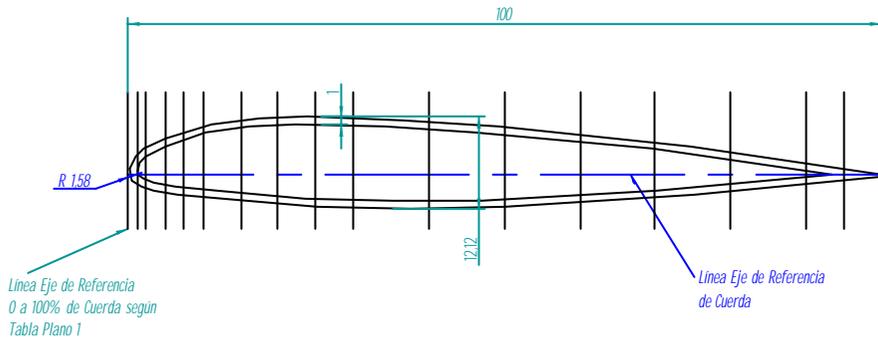
Tabla Plano I. Plano de coordenadas de perfil NACA

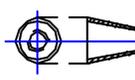
NACA 23012 Ordinario

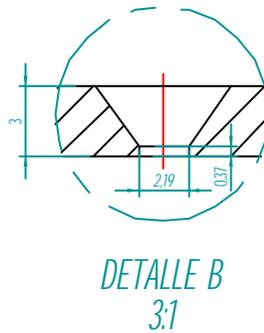
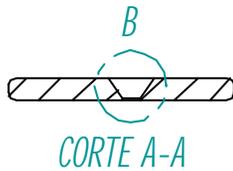
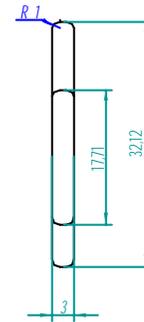
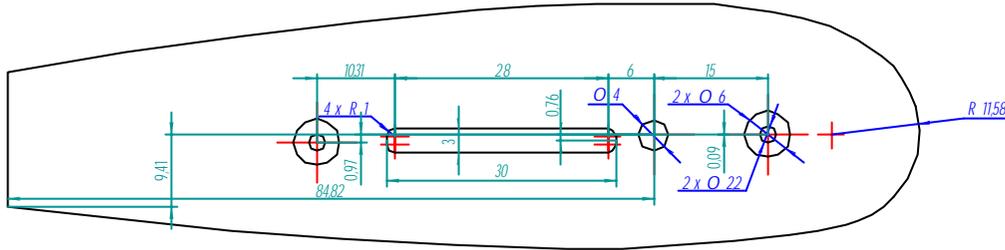
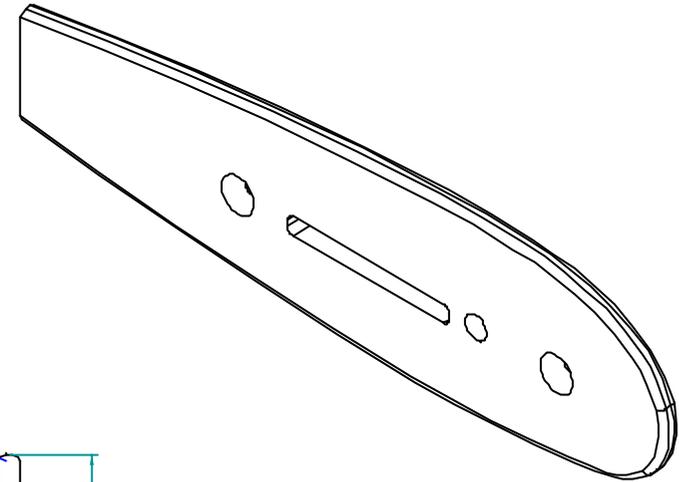
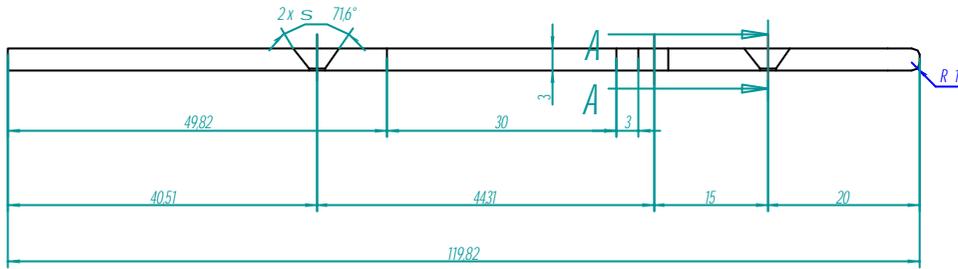
Upper surface		Lower surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0,00	0,00	0,00	0,00
125	2,67	125	-123
250	3,61	250	-171
5,00	4,91	5,00	-226
750	5,80	750	-261
10,00	6,43	10,00	-292
15,00	7,19	15,00	-350
20,00	7,50	20,00	-397
25,00	7,60	25,00	-428
30,00	7,55	30,00	-446
40,00	7,14	40,00	-448
50,00	6,41	50,00	-417
60,00	5,47	60,00	-367
70,00	4,36	70,00	-300
80,00	3,08	80,00	-216
90,00	1,68	90,00	-123
95,00	0,92	95,00	-0,70
100,00	0,00	100,00	0,00
100,00	0,13	100,00	-0,13

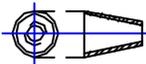
L.E. radius: 158

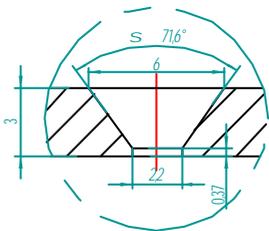
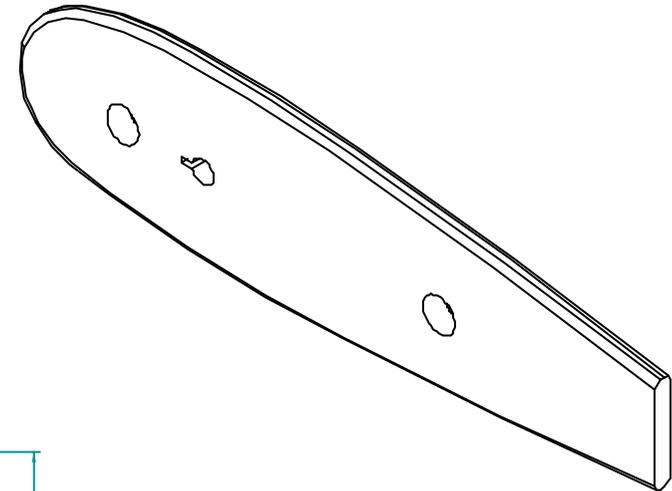
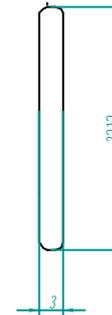
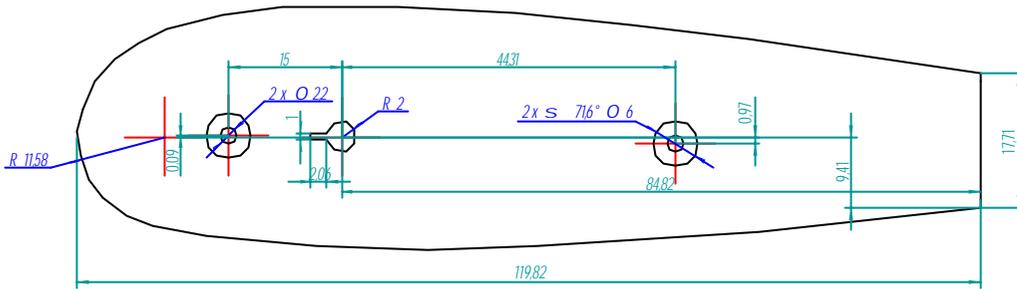
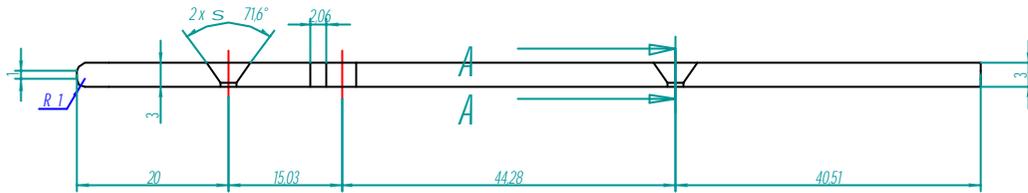
Slope at radius through L.E.: 0305



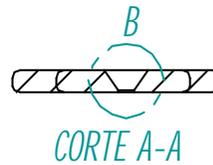
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Dibujado	Integrantes del Proyecto		
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas	Integrantes:	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA
Aprobado 2		Título:	Perfil NACA 23012
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>		Revisión:	1
		Fecha de revisión:	19 de enero de 2006
		Escala: 1 : 1	Material: Aluminio 2024
		Formato:	A4
		Plano:	1
		Hoja 1 de 1	



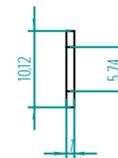
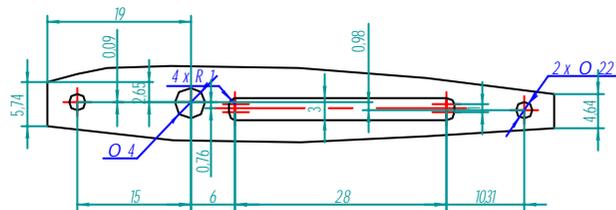
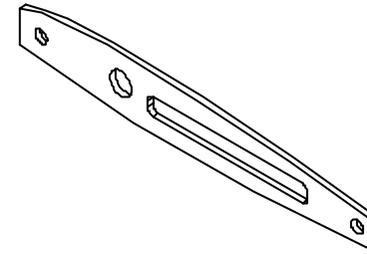
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
	Nombre	Fecha	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato:
Dibujado	Integrantes del Proyecto	15-05-2005		A4
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas			
Aprobado 2			Título: Aletas 1 - A Base Inferior	Plano: 2
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO</p>			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
			Escala: 1:1	Material: Acrílico Azul

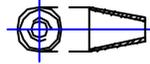


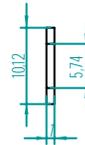
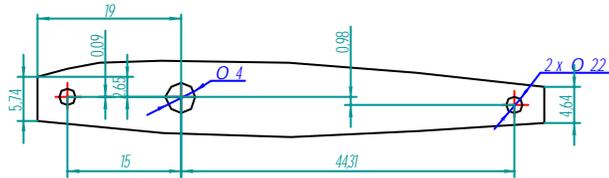
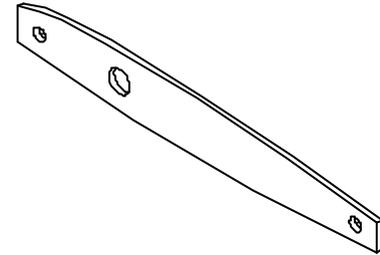
DETALLE B
3:1

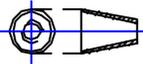


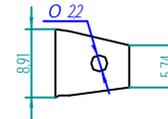
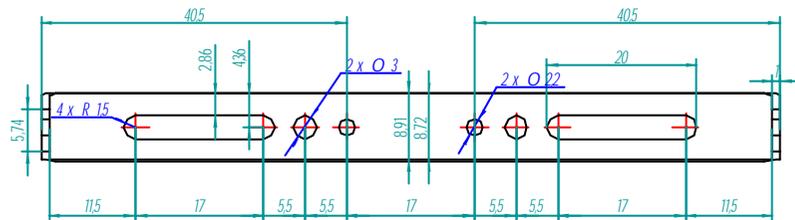
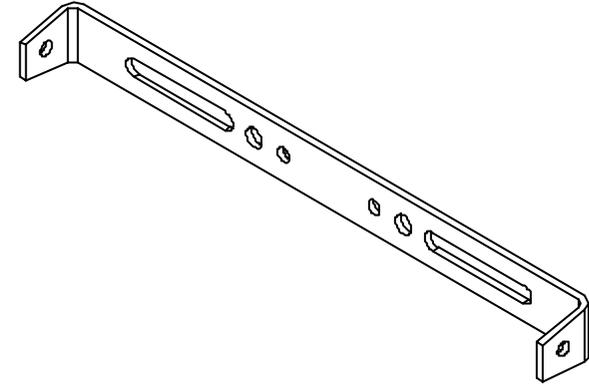
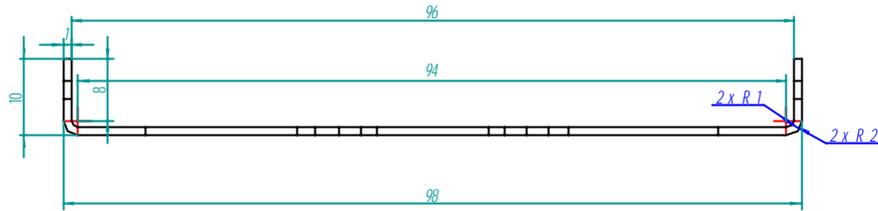
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes:	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas			Formato: A4
Aprobado 2				
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ± 0.5 y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>			Título:	Aletas 1 - B Base Superior
			Revisión:	1
			Fecha de revisión:	19 de enero de 2006
			Escala: 1:1	Material: Acrílico Azul
			Hoja 1 de 1	

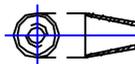


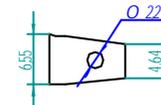
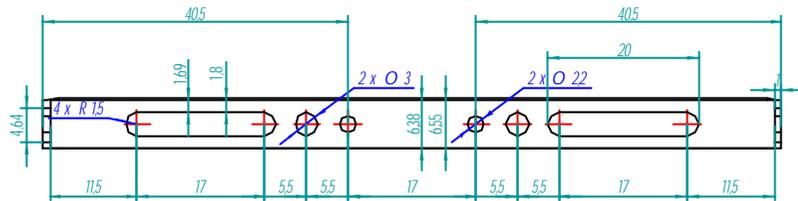
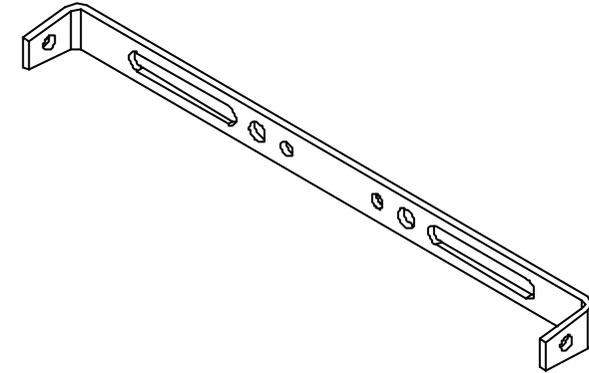
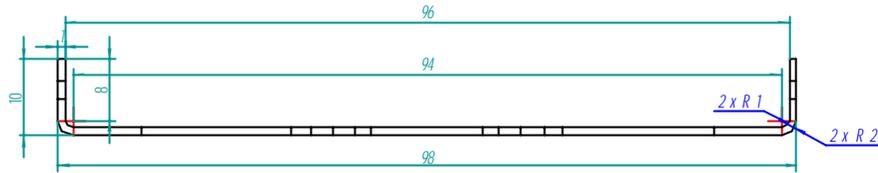
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANALISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
	Nombre	Fecha	Integrantes:		Formato:
Dibujado	Integrantes del Proyecto	19-05-2005	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA		A4
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas		Título: Refuerzo Estructural Costilla 1 - A Inferior		Plano: 4
Aprobado 2			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ± 0.5 y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>			Escala: 1:1	Material: Aluminio 2024	Hoja 1 de 1



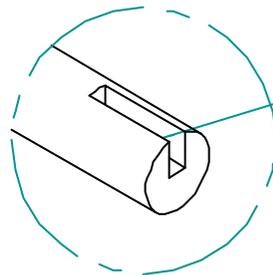
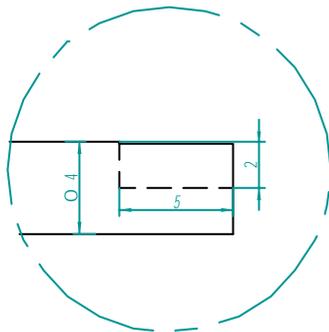
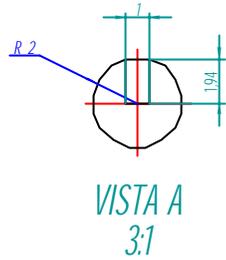
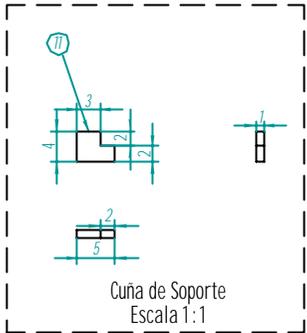
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
	Nombre	Fecha	Integrantes: <i>LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA</i>
Dibujado	<i>Integrantes del Proyecto</i>	<i>20-05-2005</i>	
Aprobado 1	<i>Ingeniero Oscar Ricardo Grandas</i>		
Aprobado 2			A4
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de +0.5 y ±1°, en Formato ISO</p>		Título: Refuerzo Estructural Costilla 1 - B Superior Plano: 5	
		Revisión: 1	Fecha de revisión: <i>19 de enero de 2006</i>
		Escala: 1:1	Material: Aluminio 2024



SOLID EDGE <small>EDS-PLM SOLUTIONS</small>			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
	Nombre	Fecha		
Dibujado	Integrantes del Proyecto	23-05-2005	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas		Formato: A4	
Aprobado 2			Título: Refuerzo Estructural Larguero 2 - A Plano: 6	
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO</p>			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
			Escala: 1:1	Material: Aluminio 2024

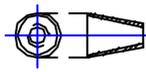


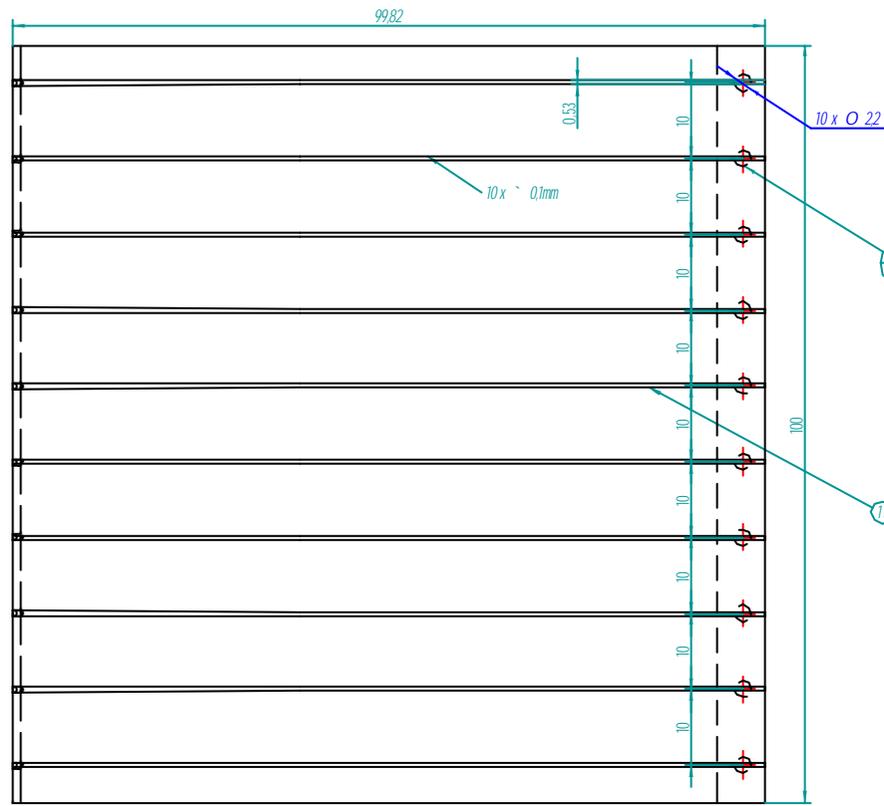
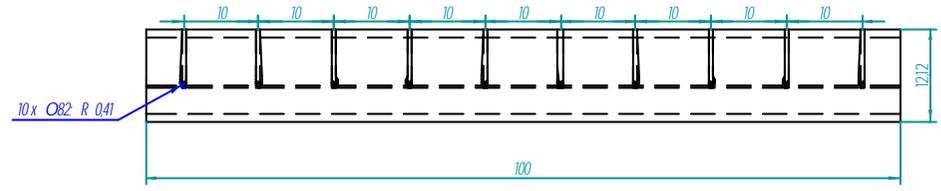
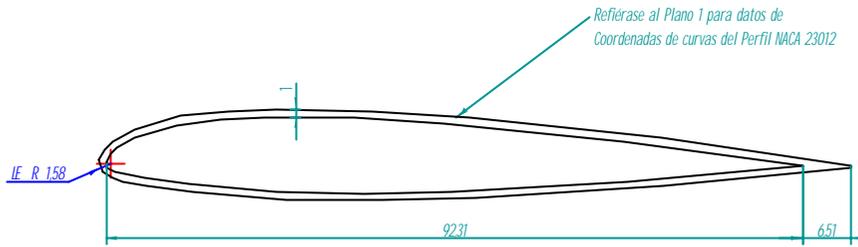
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Integrantes del Proyecto	23-05-2006	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas		Formato: A4	
Aprobado 2			Título: Refuerzo Estructural Larguero 2 - B Plano: 7	
<p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>		Revisión:	1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
		Escala:	1 : 1	Material: Aluminio 2024
			Hoja 1 de 1	



DETALLE C
3:1

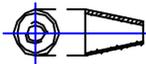
Refiérase a los Planos series E en listado de piezas columna de Comentarios para mas detalles

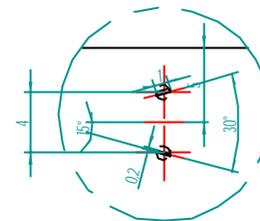
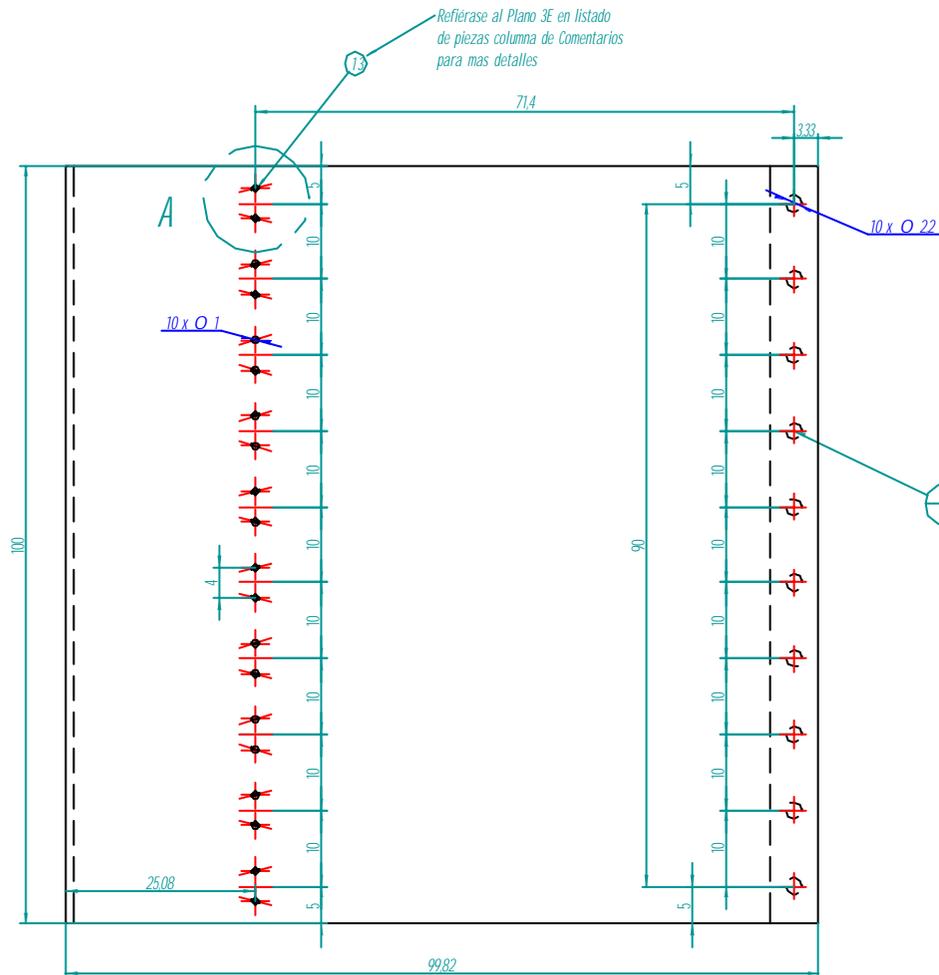
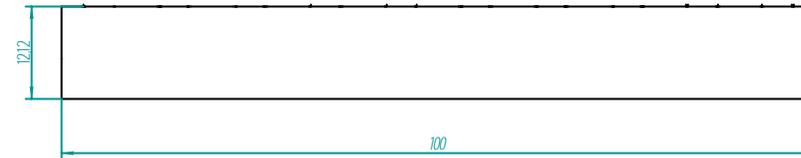
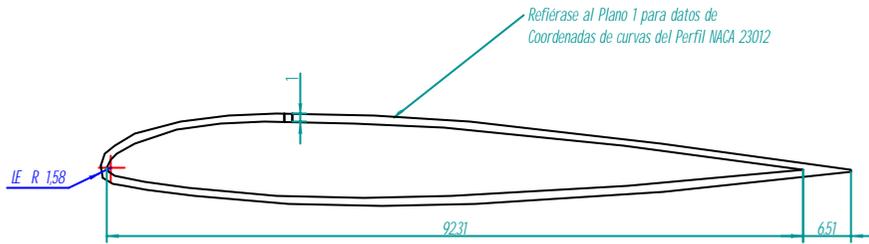
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
	Nombre	Fecha	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato: A4
Dibujado	Integrantes del Proyecto	24-05-2005		
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas			
Aprobado 2			Título: Varilla de Soporte de Perfil y Cuña	Plano: 8
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ± 0.5 y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
			Escala: 1:2	Material: Acero Plata



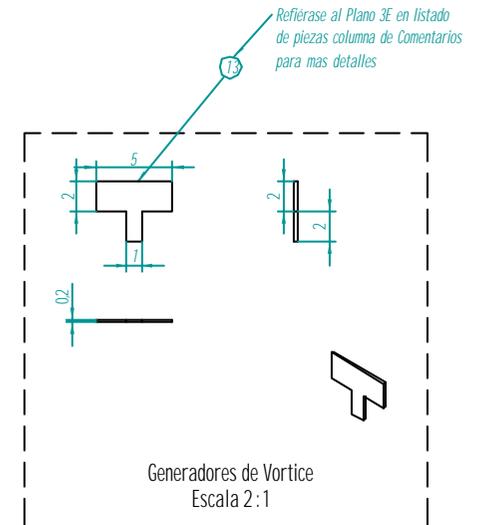
Refiérase al Plano 2E en listado de piezas columna de Comentarios para mas detalles

Refiérase al Plano 2E en listado de piezas columna de Comentarios para mas detalles

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes:	Formato:
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas	29-05-2005	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	A4
Aprobado 2			Título:	Plano: 9
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de +0.5 y ±1% en Formato ISO</p>			Revisión:	Fecha de revisión:
			1	19 de enero de 2006
Escala: 1:1			Material: Aluminio 2024	Hoja 1 de 1

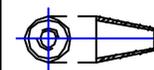


DETALLE A
2:1

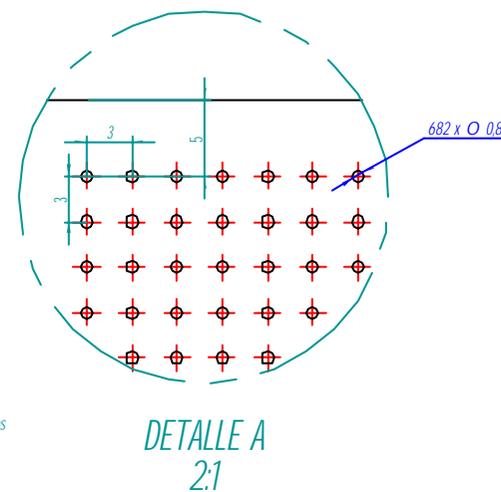
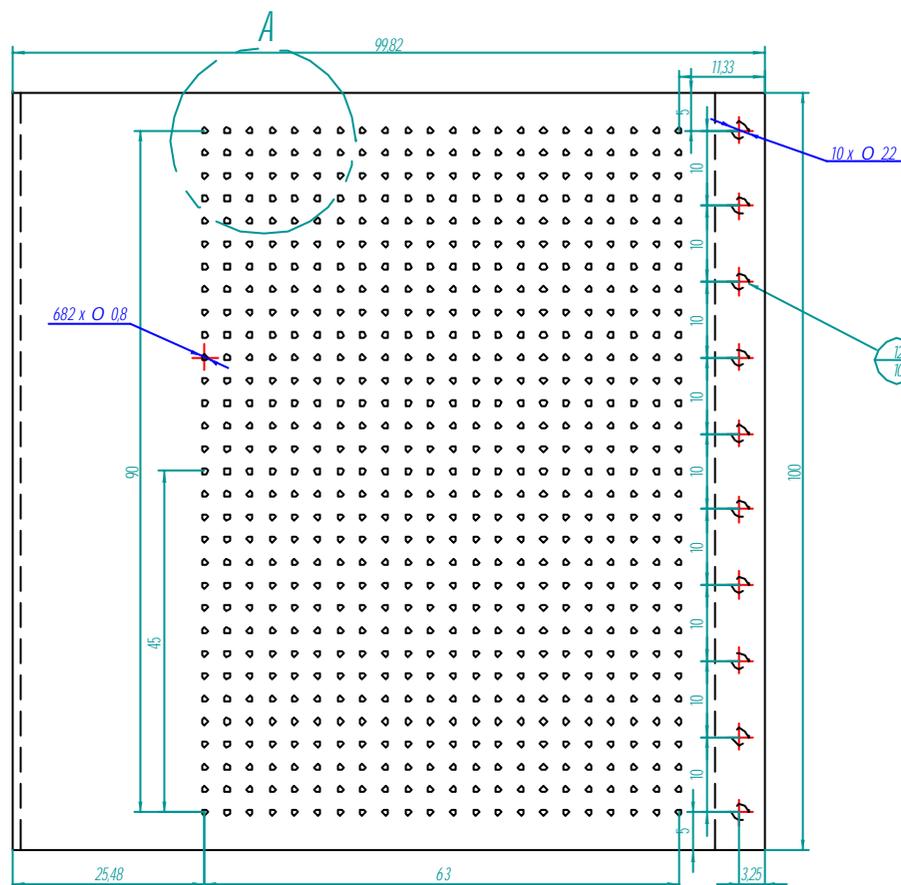
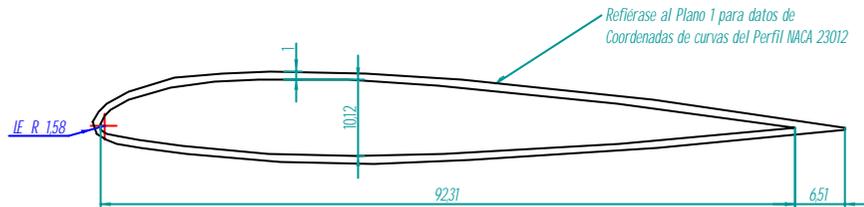


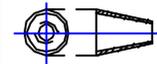
Generadores de Vortice
Escala 2:1

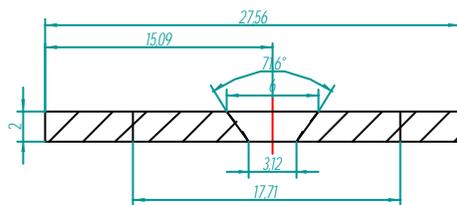
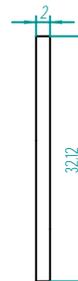
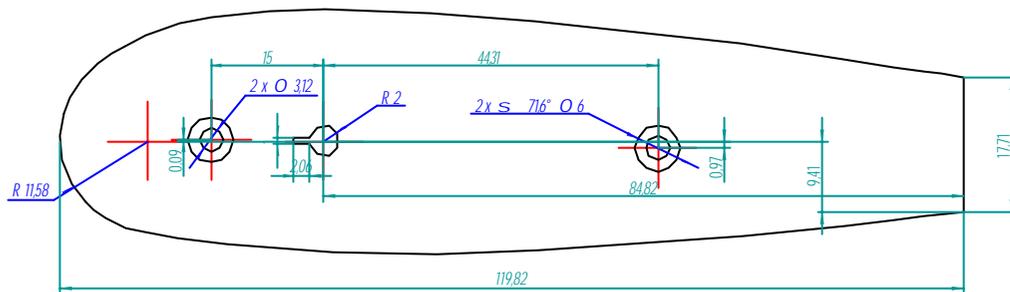
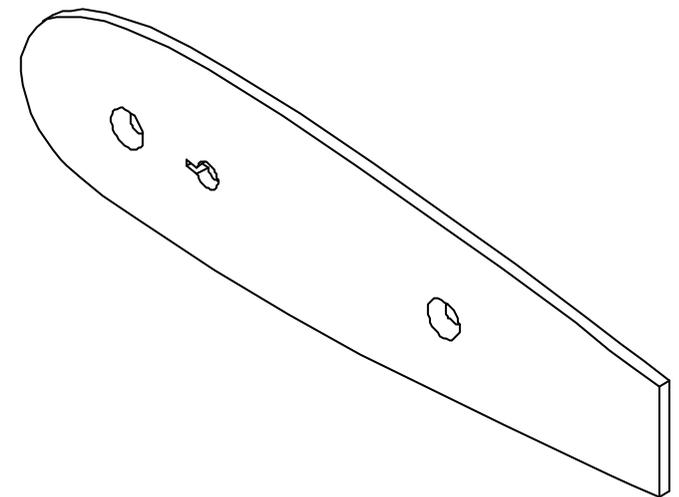
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes:		Formato:
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas	02-06-2005	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA		A4
Aprobado 2			Título: Perfil NACA 23012 con Generadores de Vórtice		Plano: 10
			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	
			Escala: 1:1	Material: Aluminio 2024	Hoja 1 de 1



Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ± 0.5 y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO

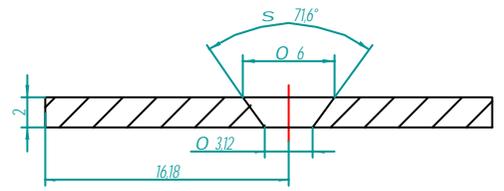
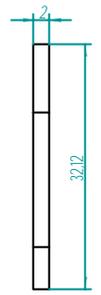
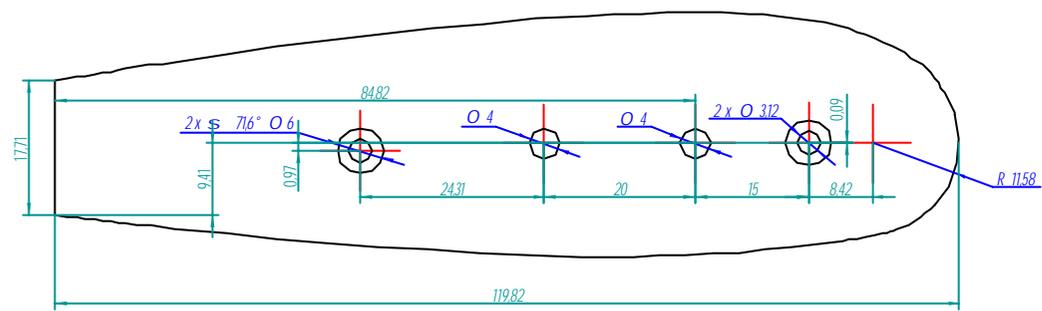
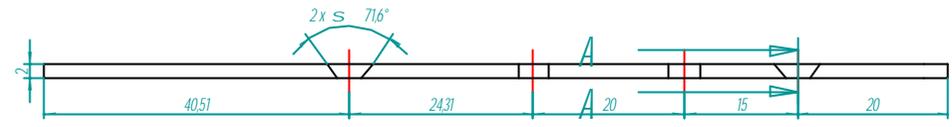
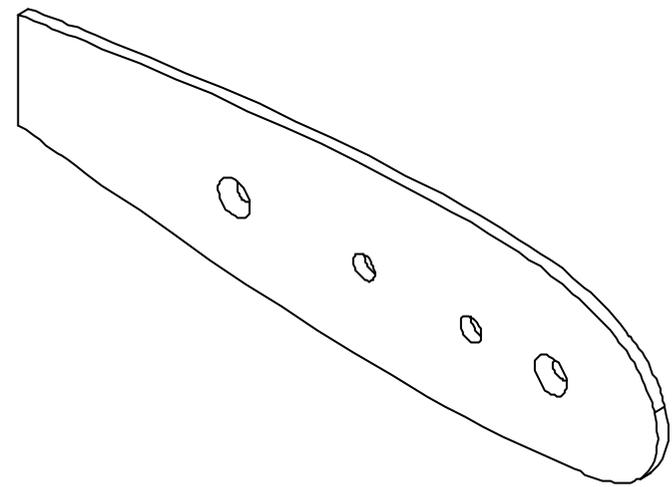


SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes:	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato: A4
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas	10-06-2005			
Aprobado 2					
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ± 0.5 y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>			Título:	Perfil NACA 23012 con Succión	Plano: 11
			Revisión:	1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
			Escala: 1:1	Material: Aluminio 2024	
			Hoja 1 de 1		



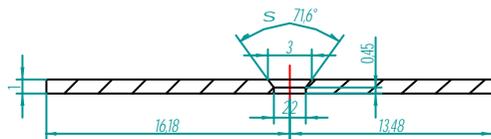
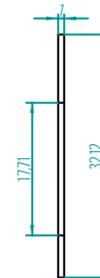
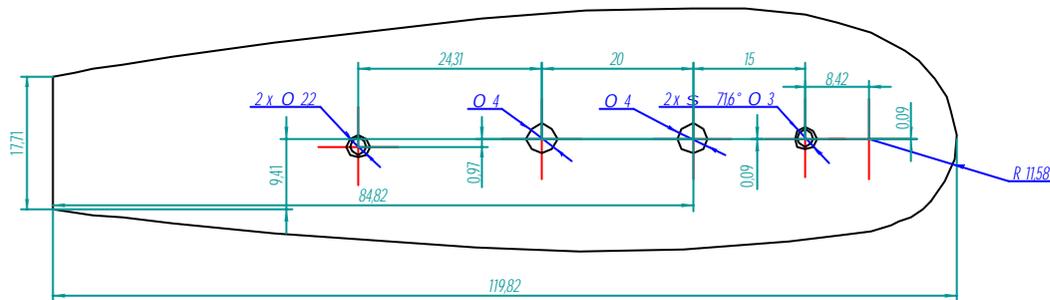
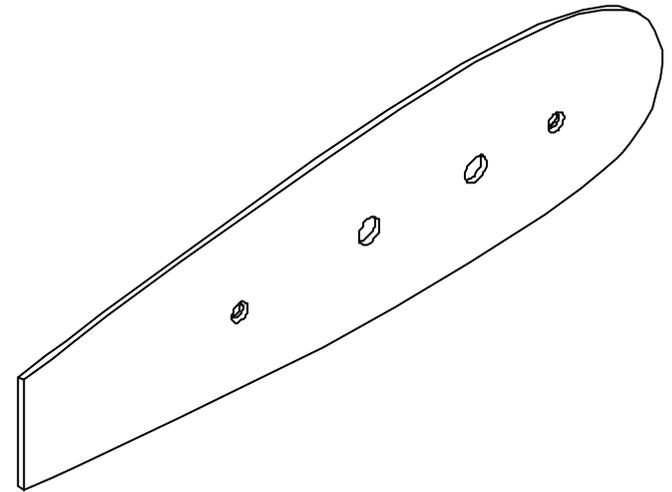
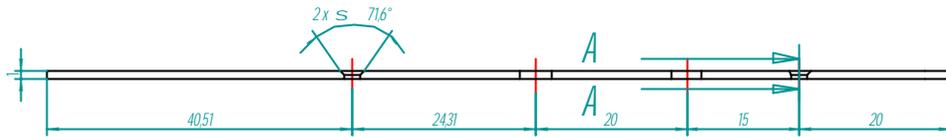
CORTE A-A
2:1

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
		Nombre: Integrantes del Proyecto Fecha: 12-06-2005	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato: A4
Dibujado: Integrantes del Proyecto Aprobado 1: Ingeniero Oscar Ricardo Grandas Aprobado 2:	Título: Aletas 2 - B Base Superior		Plano: 12	
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO		Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	
		Escala: 1 : 1	Material: Acrílico Rojo	Hoja 1 de 1

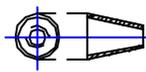


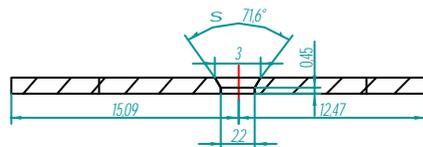
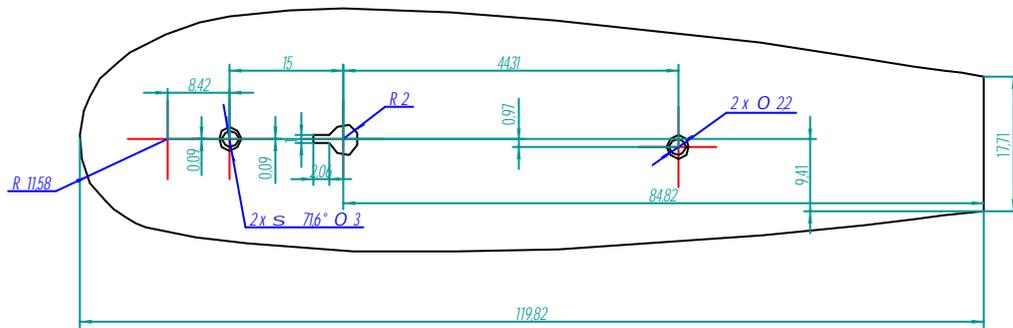
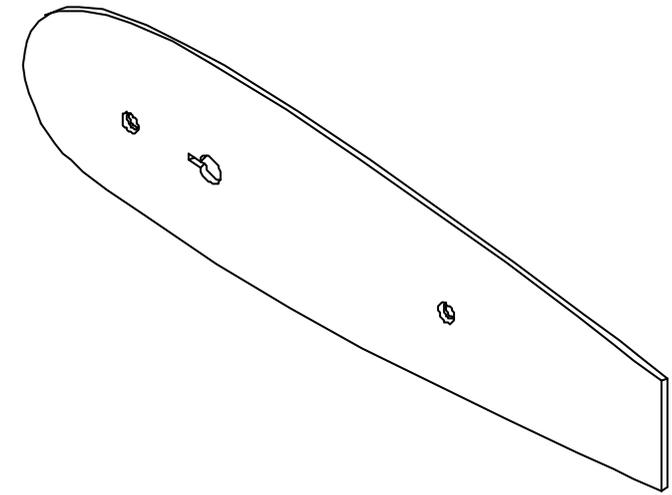
CORTE A-A
2:1

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Nombre		Fecha	Integrantes:		Formato:
Dibujado		Integrantes del Proyecto	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA		A4
Aprobado 1		Ingeniero Oscar Ricardo Grandas			
Aprobado 2					
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ± 0.5 y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO			Título:		Plano:
			Aletas 2 - A Base Inferior		13
Revisión:		1	Fecha de revisión:		19 de enero de 2006
Escala: 1:1		Material: Acrílico Rojo		Hoja 1 de 1	

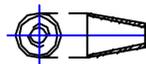


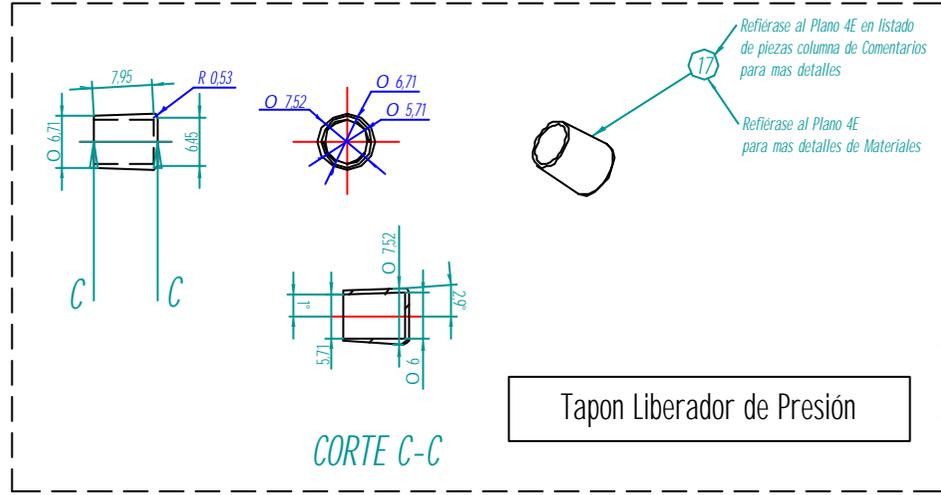
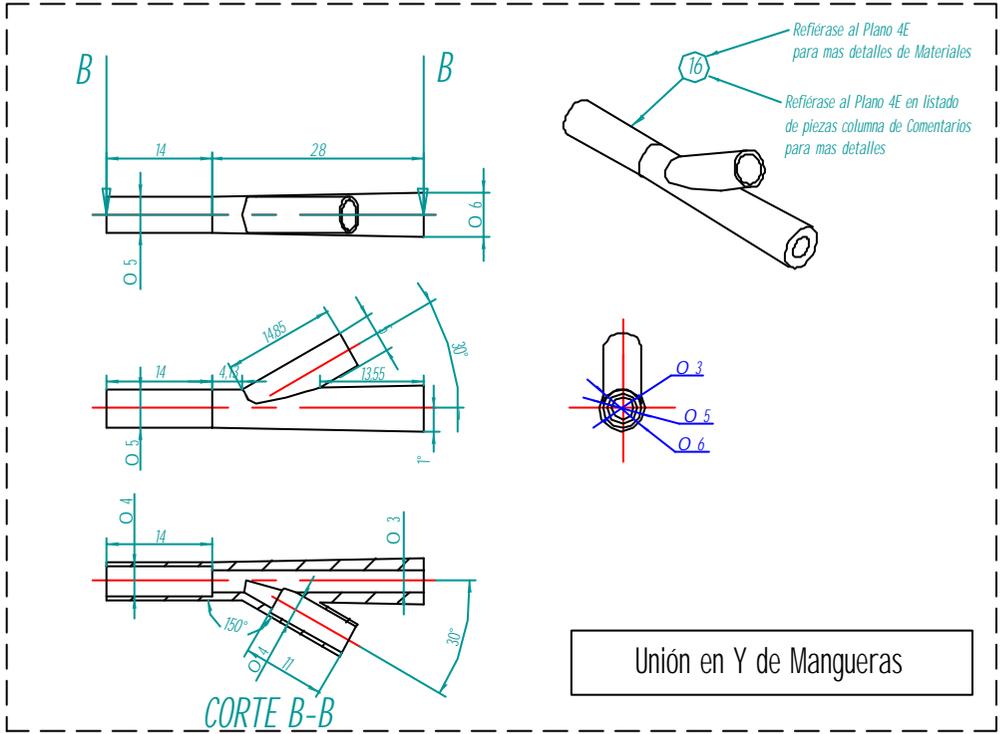
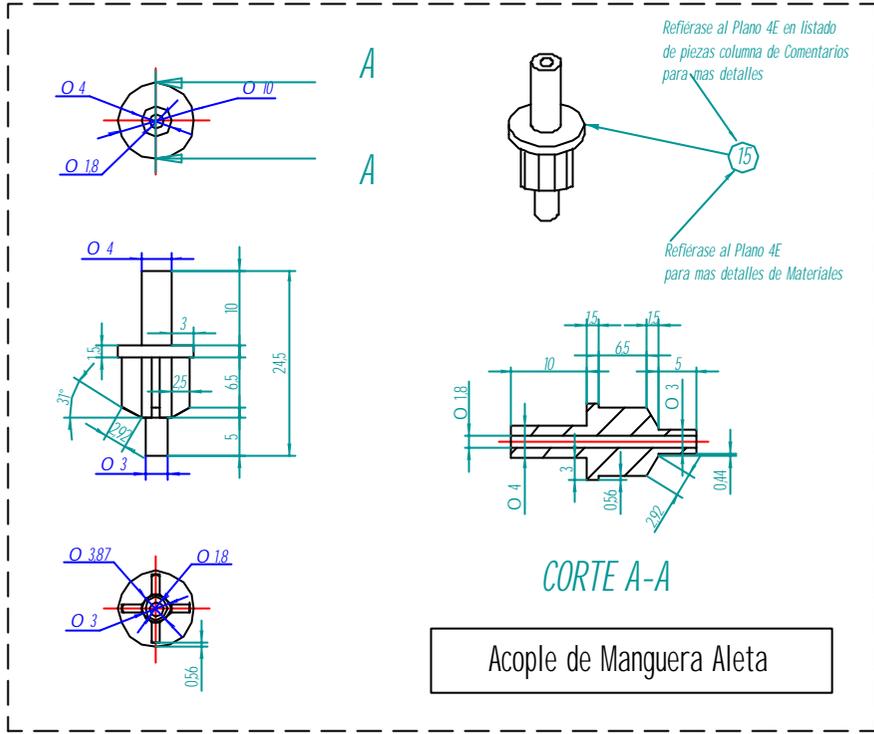
CORTE A-A
2:1

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFILES AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	17-06-2005
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas	Integrantes:	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA
Aprobado 2		Título:	Aletas de Caucho 2 - A Inferior
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO</p>		Revisión:	1
		Fecha de revisión:	19 de enero de 2006
		Escala:	1:1
		Material:	Caucho
			Formato: A4
			Plano: 14
			Hoja 1 de 1

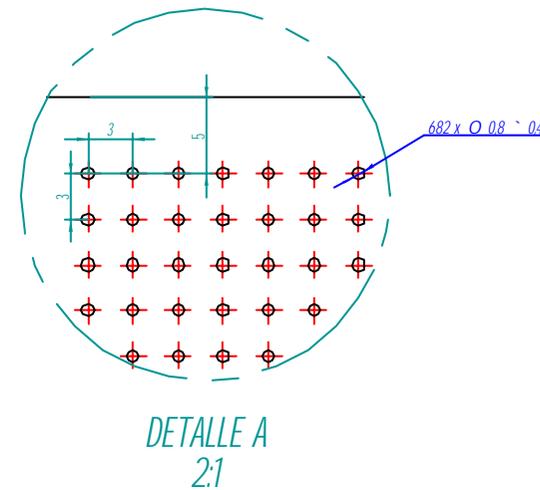
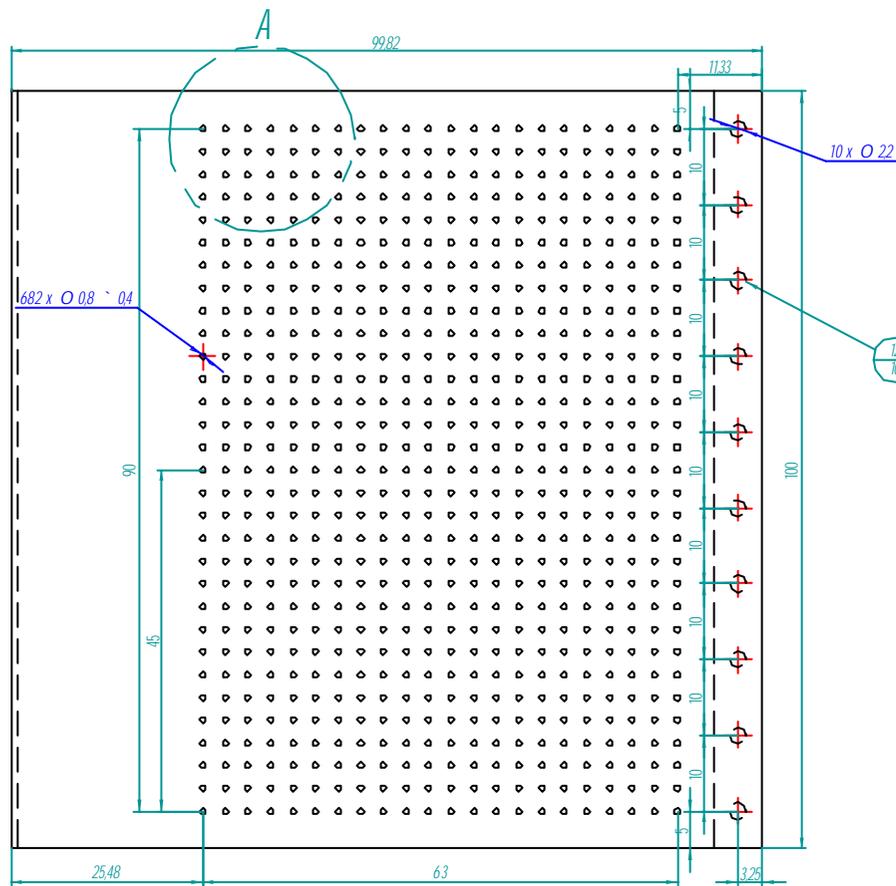
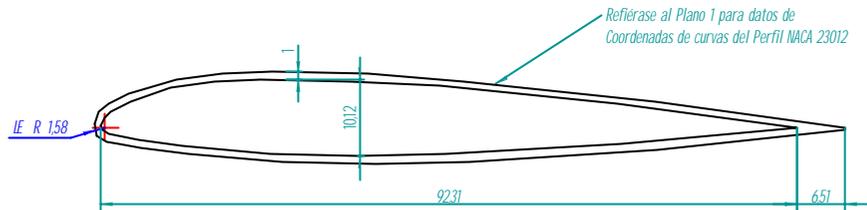


CORTE A-A
2:1

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANALISIS DE TECNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LIMITE EN UN PERFIL AERODINAMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Nombre		Fecha	Integrantes: LEONARD STEVEEN DEL GADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA
Dibujado		17-06-2005	
Aprobado 1			
Aprobado 2			Formato: A4
 <p>Las dimensiones y cotas estan expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO</p>		Título: Aletas de Caucho 2 - B Superior	
		Revisión: 1	Plano: 15
		Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	
Escala: 1 : 1		Material: Caucho	
		Hoja 1 de 1	

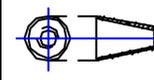


SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Nombre	Fecha	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato: A4	
Dibujado	Integrantes del Proyecto			18-06-2005
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas			
Aprobado 2		Título: Acoples de Manguera	Plano: 16	
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ± 0.5 y $\pm 1^\circ$, en formato ISO		Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	
		Escala: 1:1	Material: Para detalles de los materiales refiérase al plano 4E, según como se indica en el listado de piezas.	
		Hoja 1 de 1		

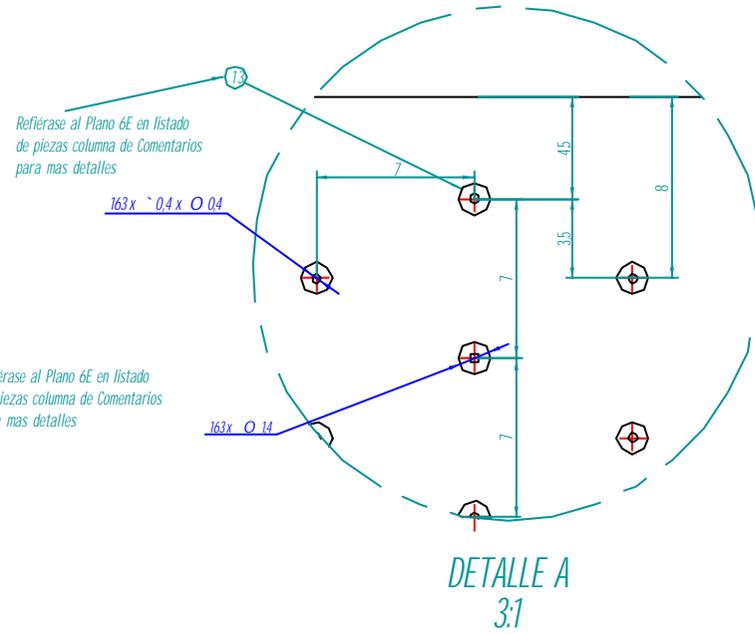
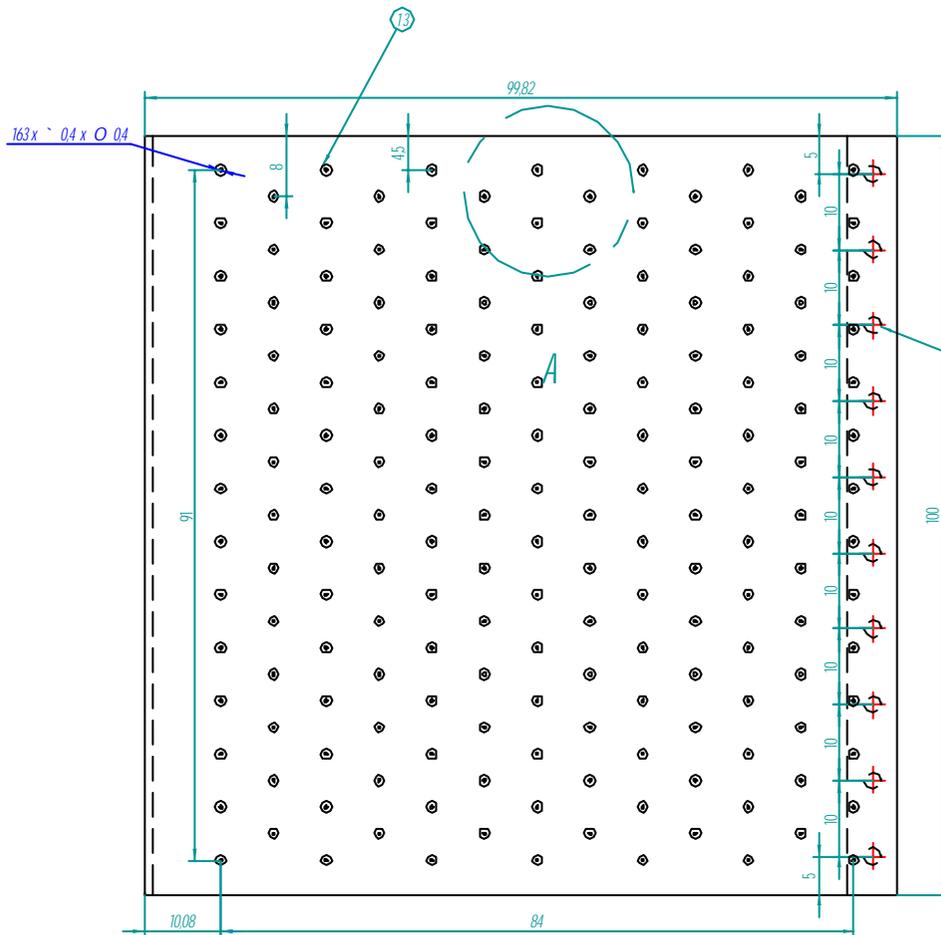
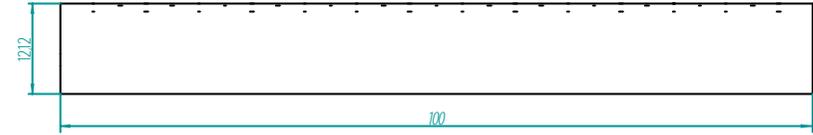
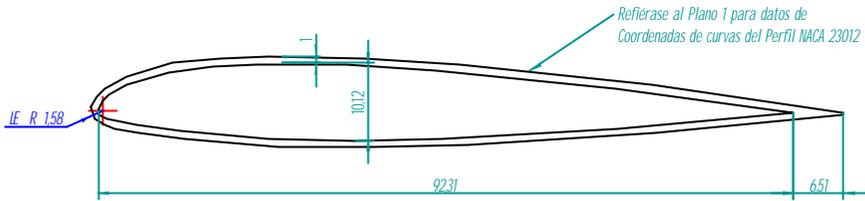


Refiérase al Plano 5E en listado de piezas columna de Comentarios para más detalles

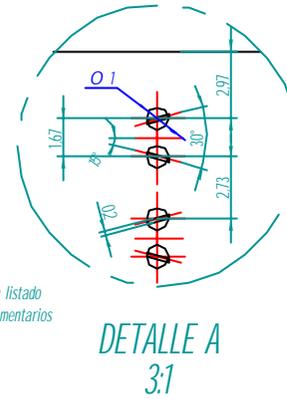
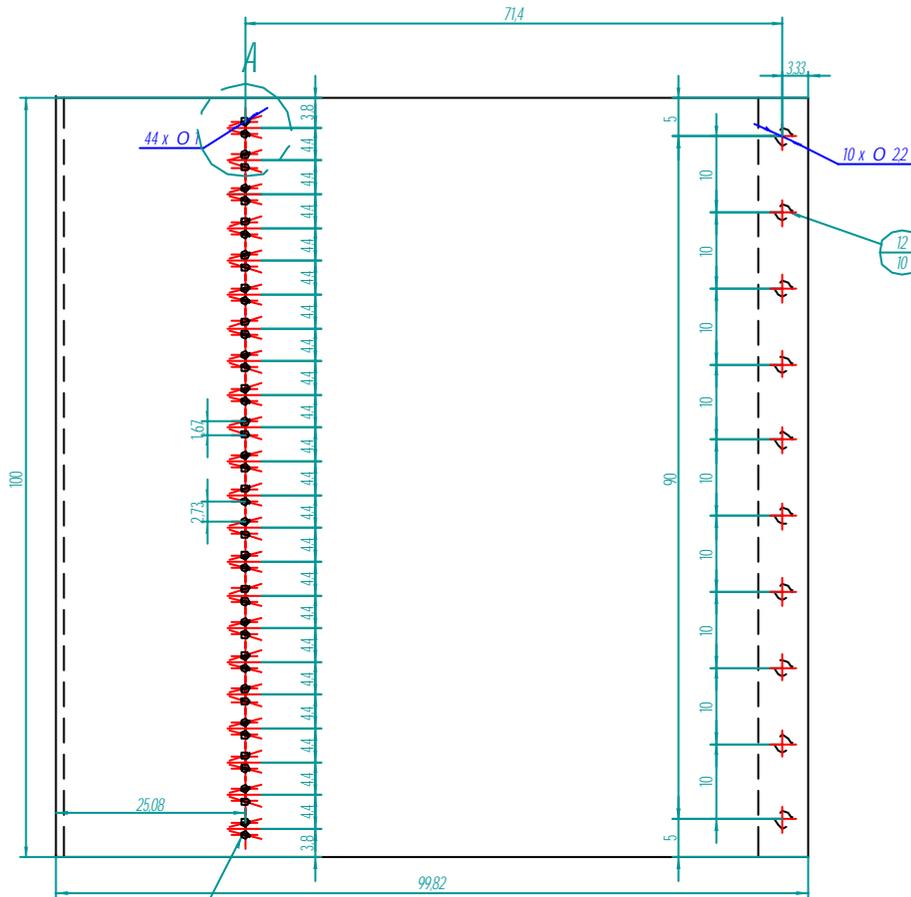
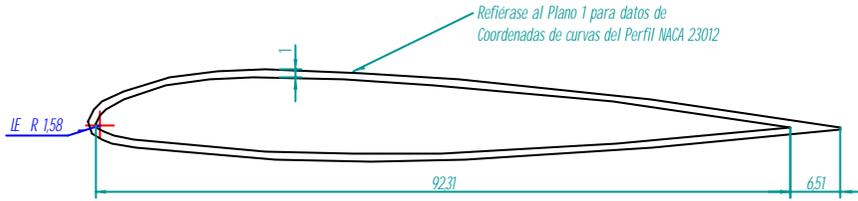
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Nombre		Fecha	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato: A4
Dibujado		18-06-2005		
Aprobado 1				
Aprobado 2			Título: Perfil NACA 23012 con Porosidad	Plano: 17
			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
			Escala: 1:1	Material: Aluminio 2024
				Hoja 1 de 1



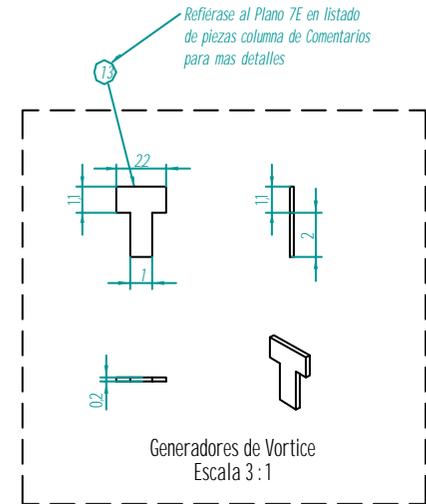
Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO



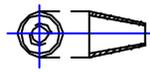
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	22-06-2005
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas	Integrantes:	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA
Aprobado 2		Título:	Perfil NACA 23012 con Esferas
<p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO</p>		Revisión:	1
		Fecha de revisión:	19 de enero de 2006
		Escala:	1:1
		Material:	Aluminio 2024
			Formato: A4
			Plano: 18
			Hoja 1 de 1

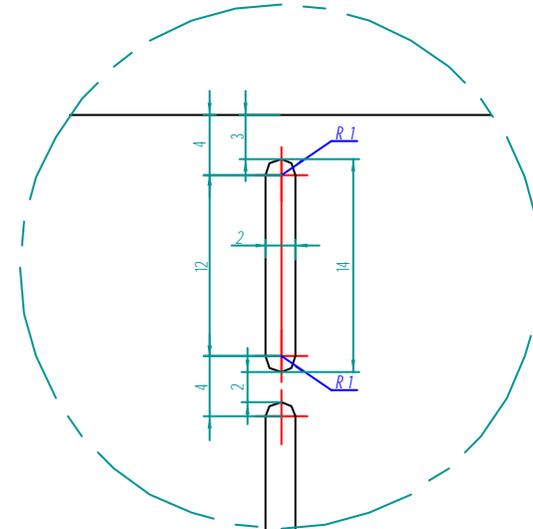
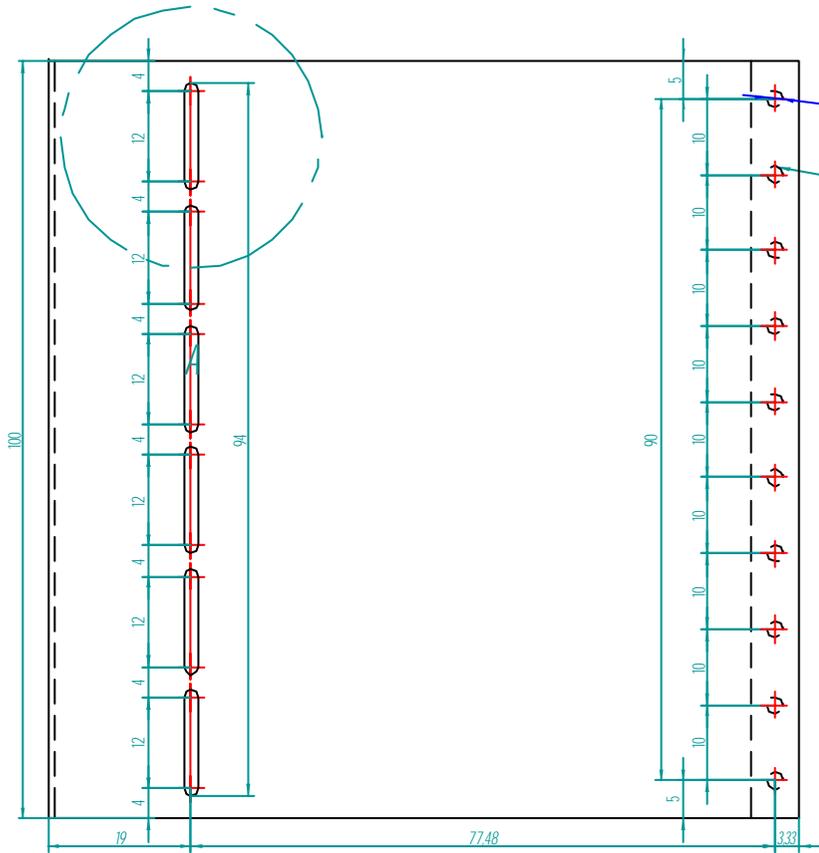
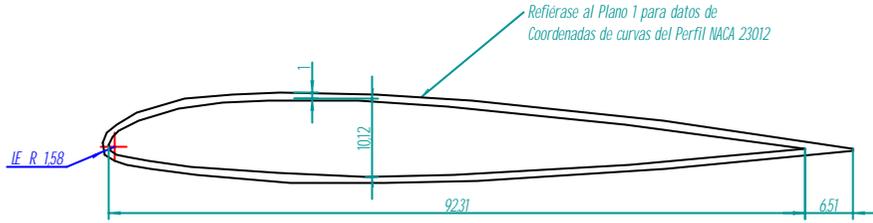


Refiérase al Plano 7E en listado de piezas columna de Comentarios para mas detalles



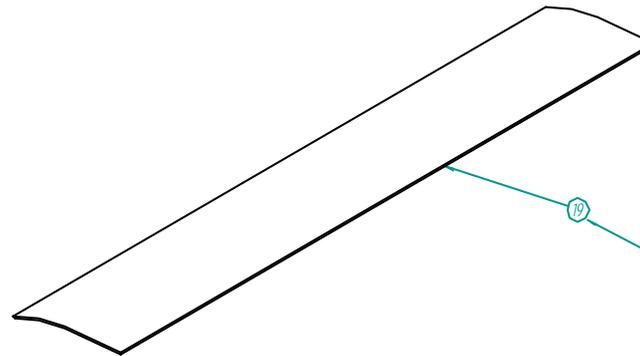
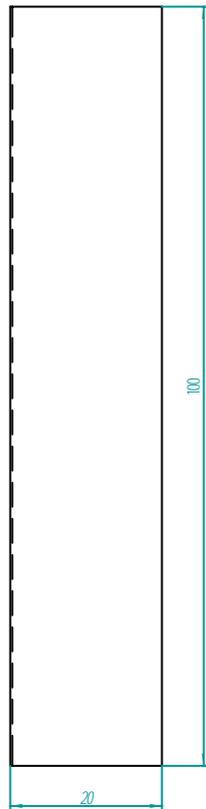
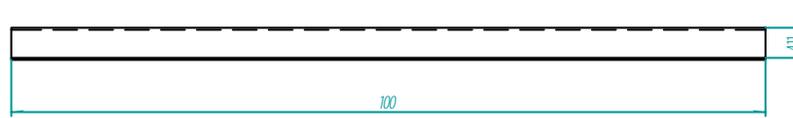
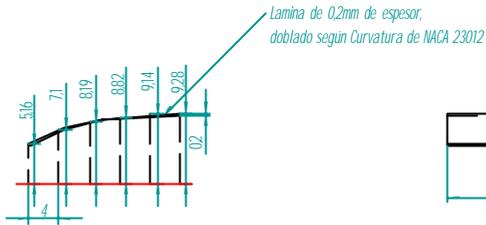
Refiérase al Plano 7E en listado de piezas columna de Comentarios para mas detalles

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Nombre		Fecha	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA		Formato: A4
Dibujado		24-06-2005			
Aprobado 1					
Aprobado 2			Título: Perfil NACA 23012 con Generadores de Vórtice 2		Plano: 19
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ±0.5 y ±1°, en Formato ISO</p>		Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006		
		Escala: 1:1	Material: Aluminio 2024		Hoja 1 de 1



DETALLE A
2:1

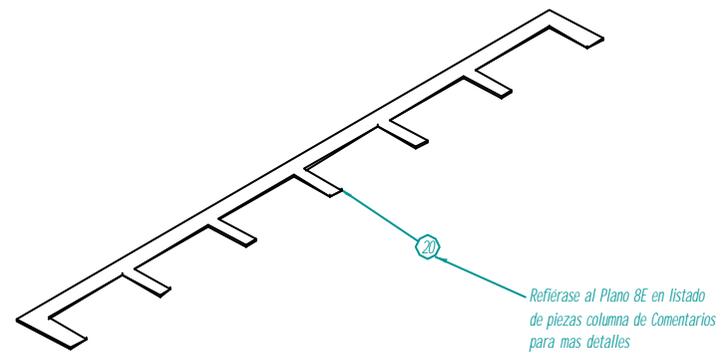
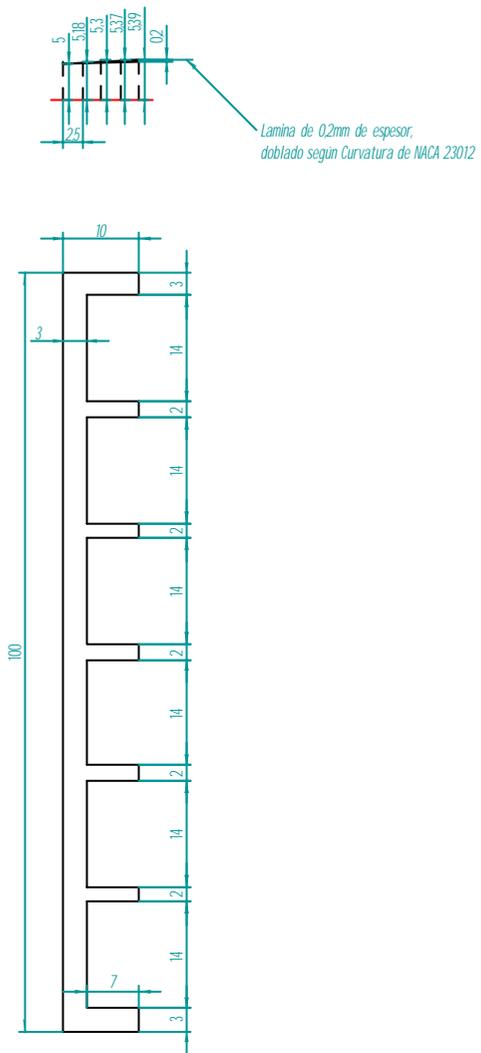
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes:	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato: A4
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas	27-06-2006			
Aprobado 2					
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>			Título: Perfil NACA 23012 con Inyección		Plano: 20
Revisión: 1		Fecha de revisión: 19 de enero de 2006			
Escala: 1:1		Material: Aluminio 2024			Hoja 1 de 3

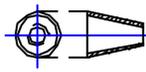


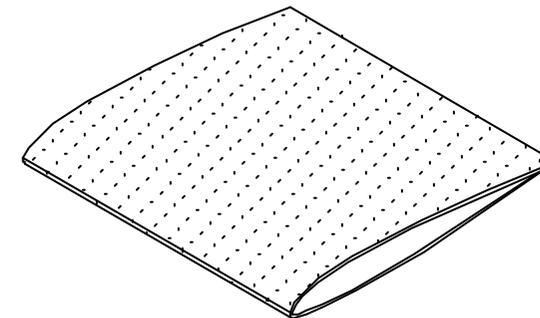
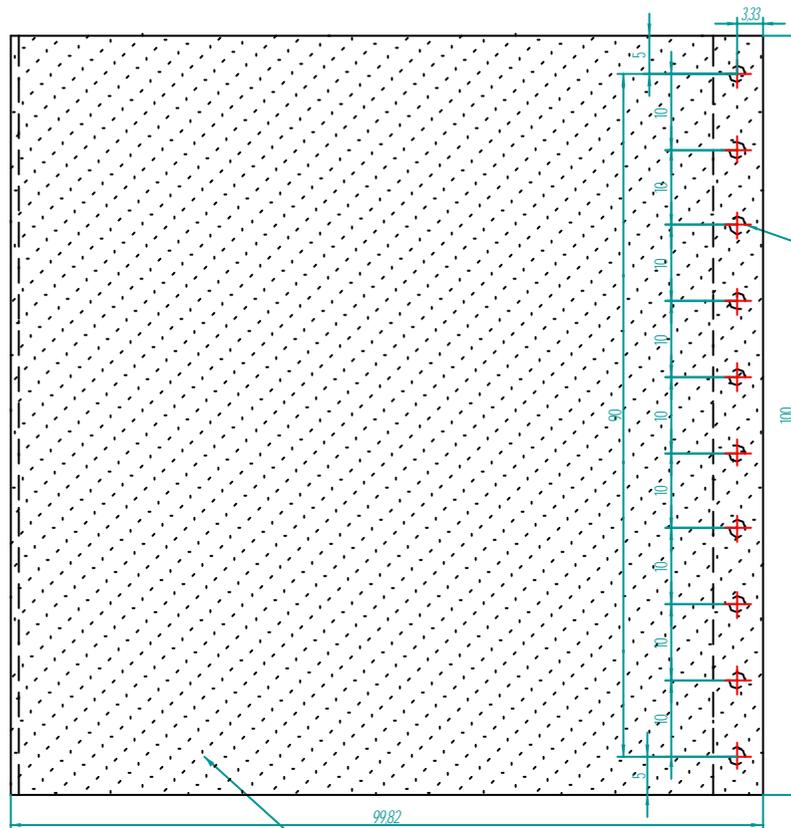
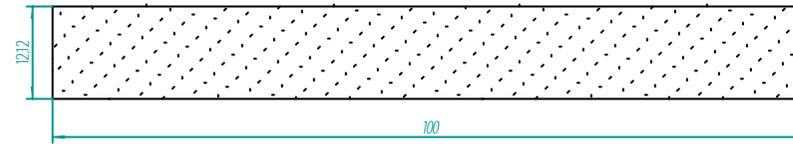
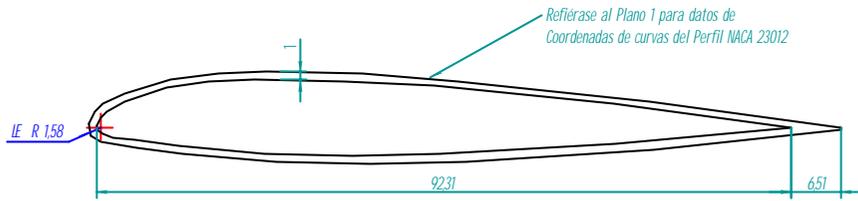
19

Refiérase al Plano 8E en listado de piezas columna de Comentarios para más detalles

SOLID EDGE <small>EDS-PLM SOLUTIONS</small>			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES		
	Nombre	Fecha	Integrantes:		Formato:
Dibujado	Integrantes del Proyecto	28-06-2005	LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA		A4
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas		Título: Lamina Direccionadora de Flujo Tangencial		Plano: 21
Aprobado 2			Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ± 0.5 y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>			Escala: 1:1	Material: Aluminio 2024	Hoja 1 de 1

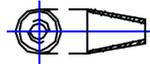


SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Nombre		Fecha	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA
Dibujado		28-06-2006	
Aprobado 1			
Aprobado 2			Formato: A4
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de ± 0.5 y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>		Título: Lamina de Siete Pestañas	
		Plano: 22	
		Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006
Escala: 1 : 1		Material: Aluminio 2024	Hoja 1 de 1



1:2

Se realizaron dos perfiles con distintas rugosidades, estos perfiles se recubrieron con rugosidades 104 micrones y 16 micrones de lijas de grano 150 y 600 respectivamente. Las lijas se recortan con medidas de 100 mm por 220 mm para recubrir la superficie total eliminando el sobrante.

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			ESTUDIO Y ANÁLISIS DE TÉCNICAS QUE EVITAN EL DESPRENDIMIENTO DE LA CAPA LÍMITE EN UN PERFIL AERODINÁMICO A BAJAS VELOCIDADES	
Dibujado	Integrantes del Proyecto	Fecha	Integrantes: LEONARD STEVEEN DELGADO HERNANDEZ YEISON JAIR SABOGAL ALDANA WILLIAM FERNANDO TABARES BOCANEGRA	Formato: A4
Aprobado 1	Ingeniero Oscar Ricardo Grandas	29-06-2005		
Aprobado 2				
 <p>Las dimensiones y cotas están expresadas en milímetros, los ángulos en grados y tolerancias de $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$, en Formato ISO</p>			Título: Perfil NACA 23012 con Rugosidad	Plano: 23
		Revisión: 1	Fecha de revisión: 19 de enero de 2006	
		Escala: 1:1	Material: Aluminio 2024	
			Hoja 1 de 1	

ANEXO C.
CALIBRACIÓN DEL TÚNEL DE VIENTO.

ANEXO C. CALIBRACIÓN DEL TÚNEL DE VIENTO.

De la calibración del túnel de viento tanto para la componente de fuerza de sustentación y fuerza de resistencia al avance se obtuvieron las tablas 1 y 2, y las graficas 1 y 2 de este anexo.

Las tablas 1 y 2 fueron creadas con el objetivo de evitar datos erróneos en las medidas tomadas, en donde la primera y segunda columna de estas tablas indican la carga a la que fue sometido el transductor de fuerzas del túnel de viento, como se muestra en las figuras 28 y 29 del capítulo 6 de este proyecto. La tercera columna muestra los valores indicados por amplificador de medición, y las dos últimas columnas de estas tablas muestran los errores absolutos y relativos porcentuales del el túnel de viento, los cuales fueron calculados por las siguientes ecuaciones:

- Error absoluto:

$$EA = |\text{Fuerza real} - \text{Fuerza registrada por el túnel de viento}|$$

- Error relativo porcentual:

$$EA = \frac{|\text{Fuerza real} - \text{Fuerza registrada por el túnel de viento}|}{\text{Fuerza real}} * 100\%$$

Estos dos errores fueron calculados tanto para la medición de la componente de sustentación como para la medición de la componente de resistencia al avance.

Tabla 1. Calibración del túnel de viento en la componente de sustentación.

Fuerza de sustentación				
ESCALA X 10				
GRAMOS FUERZA (Gramos Fuerza)	FUERZA A LA QUE ESTA SOMETIDO EL TRANSDUCTOR (Newton)	DATOS ARROJADOS POR EL AMPLIFICADOR DE MEDICIÓN (Newton)	Error Absoluto (Newton)	Error Relativo Porcentual %
50	0,490	0,50	0,010	1,978
100	0,981	0,99	0,009	0,959
150	1,471	1,49	0,019	1,299
200	1,961	1,99	0,029	1,463
250	2,452	2,49	0,038	1,566
300	2,942	2,99	0,048	1,635
350	3,432	3,50	0,068	1,972
400	3,923	3,98	0,057	1,463

Fuerza de sustentación				
ESCALA X 10				
GRAMOS FUERZA (Gramos Fuerza)	FUERZA A LA QUE ESTA SOMETIDO EL TRANSDUCTOR (Newton)	DATOS ARROJADOS POR EL AMPLIFICADOR DE MEDICIÓN (Newton)	Error Absoluto (Newton)	Error Relativo Porcentual %
450	4,413	4,49	0,077	1,747
500	4,903	4,95	0,047	0,952
Error Absoluto Promedio			0,040	
Error Porcentual Promedio				1,504

Fuente – Los autores

Tabla 2. Calibración del túnel de viento en la componente de resistencia al avance

Fuerza de resistencia al avance				
ESCALA X 10				
GRAMOS FUERZA (Gramos Fuerza)	FUERZA A LA QUE ESTA SOMETIDO EL TRANSDUCTOR (Newton)	DATOS ARROJADOS POR EL AMPLIFICADOR DE MEDICIÓN (Newton)	Error Absoluto (Newton)	Error Relativo Porcentual
50	0,4903	0,68	0,190	38,691
100	0,9806	1,38	0,399	40,730
150	1,4709	2,07	0,599	40,730
200	1,9613	2,74	0,779	39,703
Error Absoluto Promedio			0,492	
Error Porcentual Promedio				39,964

Fuente – Los autores

Las graficas 1 y 2 obtenidas a partir de las tablas 1 y 2, permitieron hacer las correcciones a los diferentes datos medidos en el túnel de viento tanto para la componente de sustentación, como de resistencia al avance.

En estas graficas el eje Y indica los valores mostrados por el túnel de viento y en el eje X se muestran los valores reales a los que fue sometido el transductor de fuerzas. En ambas graficas se encuentran dos líneas en donde la línea color azul es la proyección de los datos cuando el túnel de viento no presenta una mala calibración y la línea color violeta es la proyección de los datos que el túnel de viento muestra al someter el transductor de fuerzas a una carga conocida, cuando se tiene una mala calibración.

Por medio de la grafica 1 se obtuvo la ecuación 1, la cual fue el factor utilizado para corregir los valores arrojados por el túnel de viento de la componente de sustentación:

$$x = \frac{y - 0.0027}{1.0139} \quad (\text{Ecuación 1})$$

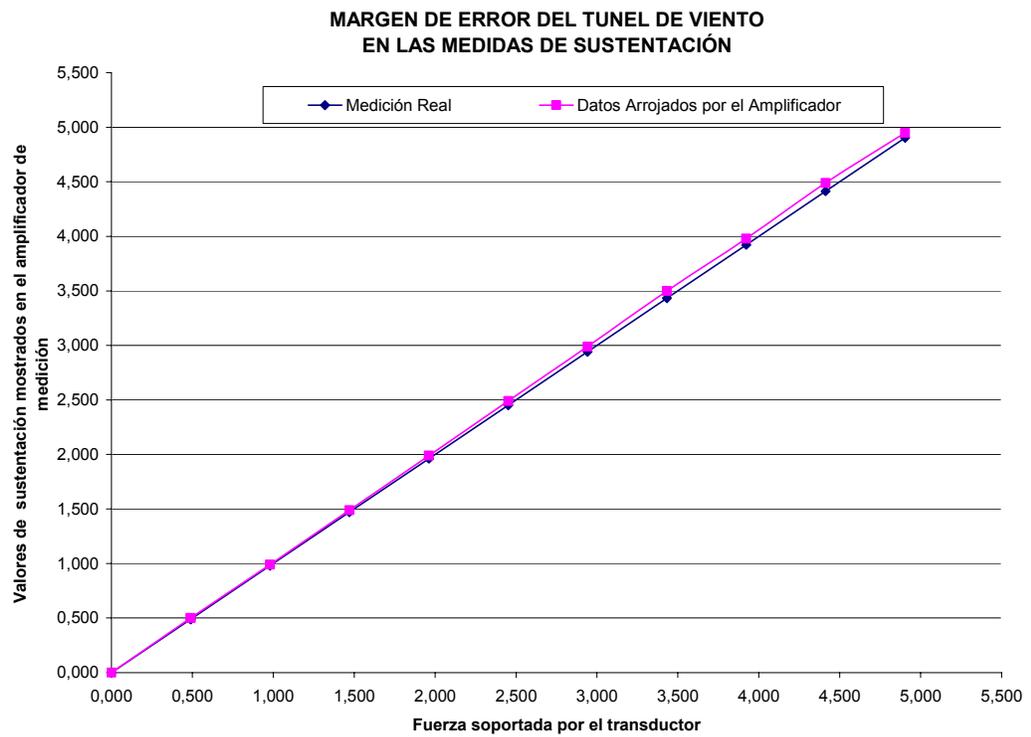
Donde (y) es el valor mostrado en la pantalla del amplificador de fuerzas del túnel de viento en la componente de sustentación, y (x) el valor real de la fuerza medida.

Y por medio de la grafica 2 se obtuvo la ecuación 2, la cual fue el factor utilizado para corregir los valores arrojados por el túnel de viento de la componente de resistencia al avance

$$x = \frac{y - (7 \times 10^{-5})}{1.4011} \quad (\text{Ecuación 2})$$

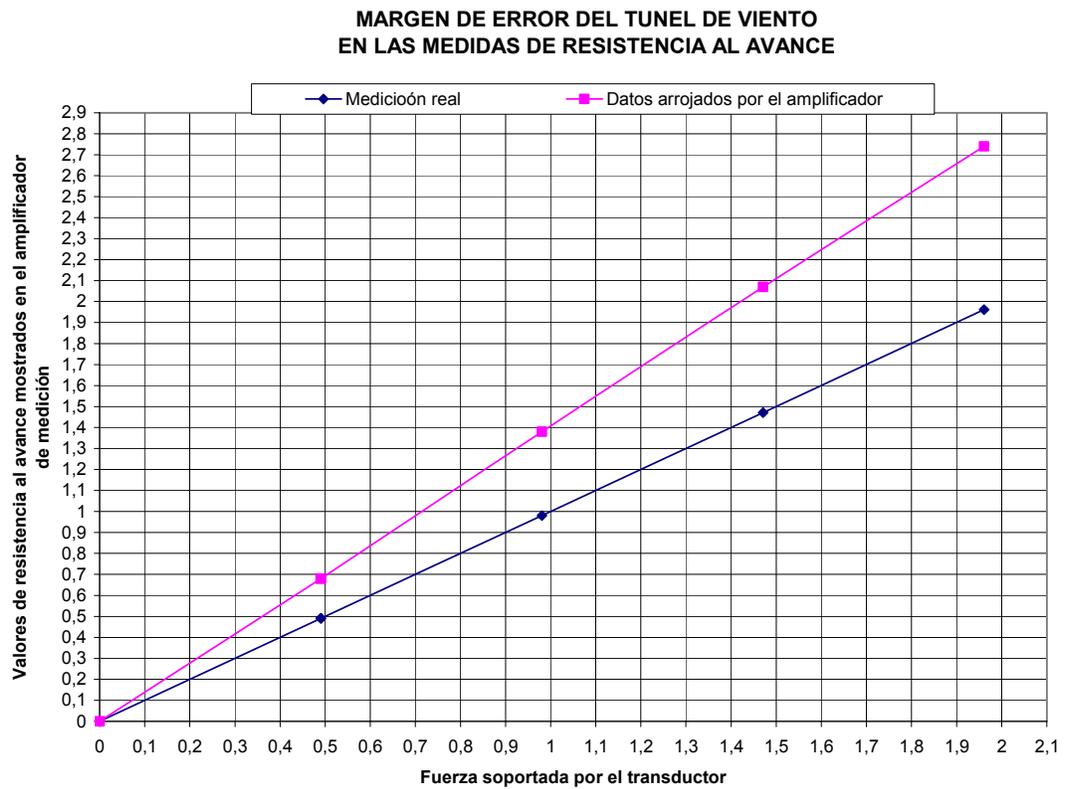
Donde (y) es el valor mostrado en la pantalla del amplificador de fuerzas del túnel de viento en la componente de resistencia al avance, y (x) el valor real de la fuerza medida.

Grafica 1. Margen de error del túnel de viento en las medidas de sustentación.



Fuente – Los autores

Grafica 2. Margen de error del túnel de viento en las medidas de resistencia al avance



Fuente – Los autores

ANEXO D.
ANÁLISIS DE ERRORES

ANEXO D.

ANÁLISIS DE ERRORES

Los coeficientes obtenidos en el desarrollo de este proyecto están sujetos a sufrir errores por medición, es por eso que a continuación se describe el proceso de cómo se obtuvieron los márgenes de error o el valor de la incertidumbre de cada uno de los coeficientes de sustentación y coeficientes de presión.

La formula empleada para obtener los coeficientes de sustentación, fue la ecuación 70, de la cual despejando C_l se obtiene.

$$C_l = \frac{L}{S \cdot q_\infty}$$

Donde L, es la fuerza de sustentación registrada por el túnel de viento, S el área del perfil aerodinámico y q_∞ la presión dinámica.

C_l , tendrá un margen de error igual a la sumatoria de los errores generados por cada uno de los valores que intervienen en la formula anterior, con lo que se determina lo siguiente.

$$\frac{\partial C_l}{C_l} = \frac{\partial L}{L} + \frac{\partial q_\infty}{q_\infty} + \frac{\partial S}{S}$$

$$\left(\frac{\Delta C_l}{C_l} \right) = \left| \frac{\Delta L}{L} \right| + \left| \frac{\Delta q_\infty}{q_\infty} \right| + \left| \frac{\Delta S}{S} \right|$$

Donde $\left(\frac{\Delta C_l}{C_l} \right)$ es la variación del valor de C_l obtenido por los errores de la medición de los parámetros que lo componen como L, q_∞ y S.

Pero para determinar el margen de error de los valores de S, se tendrá que recurrir a su formula, donde:

$$S = c \times b$$

c, es la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico y b la distancia transversal del mismo. Y para determinar el margen de error S se tendrá que:

$$\frac{\partial S}{S} = \frac{\partial c}{c} + \frac{\partial b}{b} \rightarrow \left(\frac{\Delta S}{S} \right) = \left| \frac{\Delta c}{c} \right| + \left| \frac{\Delta b}{b} \right|$$

Donde $\left(\frac{\Delta S}{S} \right)$ es el margen de error presentado por la medición de las diferentes dimensiones del perfil aerodinámico, Δc y Δb es el margen de error propio del elemento con el que se tomaron las distancias y c y b los valores medidos.

Dentro del margen de error para q_∞ , utilizando la ecuación 65 se tiene que:

$$\frac{\partial q_\infty}{q_\infty} = 2 \left(\frac{\partial v}{v} \right) + \frac{\partial \rho}{\rho} \rightarrow \left(\frac{\Delta q_\infty}{q_\infty} \right) = \left| 2 \frac{\Delta v}{v} \right| + \left| \frac{\Delta \rho}{\rho} \right|$$

Donde Δv es el margen de error presentado por el nivel de sensibilidad del indicador electrónico HM 170.60 del túnel de viento y v es el valor de la velocidad registrada por el mismo indicador. Para este caso en particular, no se analizarán los errores por medición de la densidad (ρ), pues este valor no fue medido, sino que fue tomado de una base de datos.

Y por último el margen de error presentado en la fuerza de sustentación registrada por el indicador anteriormente mencionado del túnel con respecto al valor medido será $\left(\frac{\Delta L}{L} \right)$, donde ΔL es el margen de error del indicador y L el valor registrado por el mismo.

Ejemplo: Se está probando en el túnel de viento un modelo que tiene una cuerda de 100 mm x 100 mm de ancho un día en el que la temperatura del aire es igual a 16 °C, con una densidad de 1,221 kg/m³, a una velocidad de 20.2 m/s, registrándose una fuerza de sustentación de 2,15 N.

Las longitudes medidas en el modelo se realizaron con una regla que contiene 1000 mm, teniendo se en cuenta que cuando una distancia se mida, se tendrá una incertidumbre de ± 1 mm. Las mediciones tomadas fueron de 100 mm cada una, con lo que se calcula:

$$\left(\frac{\Delta S}{S} \right) = \left| \frac{1}{1000} \right| + \left| \frac{1}{1000} \right| = 0.00002$$

El indicador de velocidad del túnel de viento tiene 3 dígitos, donde en los dos primeros se miden las unidades de velocidad, y en el último un decimal de la misma. Teniendo esta medida un margen de error igual a $\frac{1}{100}$, entonces:

$$\left(\frac{\Delta q_{\infty}}{q_{\infty}}\right) = \left| 2 \frac{\Delta v}{v} \right|$$

$$\left(\frac{\Delta q_{\infty}}{q_{\infty}}\right) = \left| 2 \frac{\frac{1}{100}}{20.2} \right| = 0.00099$$

El último margen de error para calcular es el del indicador de fuerza HM 170 del túnel de viento con la escala de 10x el cual tiene 3 dígitos, donde en el primer dígito se muestran las unidades de fuerza, y en los dos últimos dígitos se muestran los decimales de fuerza. Teniendo que este medidor posee un margen de error de $\frac{1}{100}$, entonces

$$\left|\frac{\Delta L}{L}\right| = \frac{\frac{1}{100}}{2,15} = 0.00465$$

Finalmente el margen de error del C_l es:

$$\left(\frac{\Delta C_l}{C_l}\right) = \left|\frac{\Delta L}{L}\right| + \left|\frac{\Delta q_{\infty}}{q_{\infty}}\right| + \left|\frac{\Delta S}{S}\right|$$

$$\left(\frac{\Delta C_l}{C_l}\right) = 0.00465 + 0.00099 + 0.00002 = 0.00566$$

Con lo que se tiene que:

$$\mathbf{C_l = 0.86 \pm 0.00566}$$

De igual manera para el coeficiente de presión utilizando la ecuación 73 se tiene:

$$C_p = \frac{p - q_{\infty}}{\frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot \rho}$$

$$\frac{\partial C_p}{C_p} = \frac{\partial p}{p} + 2\left(\frac{\partial v}{v}\right) + \frac{\partial \rho}{\rho} \rightarrow \left(\frac{\Delta C_p}{C_p}\right) = \left|\frac{\Delta p}{p}\right| + \left|2\frac{\Delta v}{v}\right| + \left|\frac{\Delta \rho}{\rho}\right|$$

Donde Δp es el margen de error del indicador del túnel de viento y p la presión mostrada en el indicador del túnel de viento.

ANEXO E

TABLAS DE LOS DATOS MEDIDOS EN EL TÚNEL DE VIENTO

ANEXO E

TABLAS DE LOS DATOS MEDIDOS EN EL TÚNEL DE VIENTO

Perfil NACA 23012 sin modificaciones								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16	1,221	1,479E-05		1,805E-05	15,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,31	-0,23	0,02	0,06	0,01	0,05	0,036	-6,20
-5	-0,23	-0,17	0,03	0,03	0,00	0,03	0,022	-7,67
-4	-0,16	-0,12	0,05	0,02	0,00	0,02	0,015	-8,00
-3	-0,09	-0,07	0,10	0,02	0,00	0,02	0,015	-4,50
-2	0,00	0,00	0,00	0,02	0,00	0,02	0,015	0,00
-1	0,11	0,08	0,10	0,01	0,00	0,01	0,007	11,00
0	0,18	0,13	0,07	0,01	0,00	0,01	0,007	18,00
1	0,25	0,18	0,05	0,01	0,00	0,01	0,007	25,00
2	0,31	0,23	0,05	0,01	0,00	0,01	0,007	31,00
3	0,38	0,28	0,04	0,02	0,00	0,02	0,015	19,00
4	0,45	0,33	0,04	0,02	0,00	0,02	0,015	22,50
5	0,52	0,38	0,03	0,02	0,00	0,02	0,015	26,00
6	0,59	0,43	0,03	0,03	0,00	0,03	0,022	19,67
7	0,66	0,48	0,03	0,03	0,00	0,03	0,022	22,00
8	0,74	0,54	0,03	0,05	0,01	0,04	0,029	18,50
9	0,82	0,60	0,03	0,06	0,01	0,05	0,036	16,40
10	0,90	0,66	0,02	0,07	0,01	0,06	0,044	15,00
11	0,99	0,72	0,02	0,08	0,01	0,07	0,051	14,14
12	1,07	0,78	0,02	0,09	0,01	0,08	0,058	13,38
13	1,15	0,84	0,02	0,11	0,02	0,09	0,066	12,78
14	1,23	0,90	0,02	0,13	0,02	0,11	0,080	11,18
15	1,29	0,94	0,02	0,16	0,03	0,13	0,095	9,92
16	1,32	0,96	0,02	0,2	0,05	0,15	0,109	8,80
17	1,13	0,82	0,02	0,24	0,07	0,17	0,124	6,65
18	1,09	0,79	0,02	0,29	0,07	0,22	0,160	4,95

Re=1,014E+05

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 sin modificaciones								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16	1,221	1,479E-05		1,805E-05	20,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,77	-0,32	0,00	0,07	0,01	0,06	0,025	-12,83
-5	-0,56	-0,23	0,01	0,06	0,01	0,05	0,020	-11,20
-4	-0,37	-0,15	0,02	0,05	0,01	0,04	0,016	-9,25
-3	-0,19	-0,08	0,04	0,03	0,00	0,03	0,012	-6,33
-2	0,03	0,01	0,34	0,03	0,00	0,03	0,012	1,00
-1	0,23	0,09	0,05	0,02	0,00	0,02	0,008	11,50
0	0,39	0,16	0,04	0,02	0,00	0,02	0,008	19,50
1	0,58	0,24	0,03	0,02	0,00	0,02	0,008	29,00
2	0,75	0,31	0,02	0,02	0,00	0,02	0,008	37,50
3	0,91	0,37	0,02	0,03	0,00	0,03	0,012	30,33
4	1,06	0,43	0,02	0,03	0,00	0,03	0,012	35,33
5	1,23	0,50	0,02	0,05	0,01	0,04	0,016	30,75
6	1,38	0,57	0,02	0,05	0,01	0,04	0,016	34,50
7	1,55	0,63	0,02	0,06	0,01	0,05	0,020	31,00
8	1,71	0,70	0,02	0,07	0,01	0,06	0,025	28,50
9	1,87	0,77	0,02	0,09	0,02	0,07	0,029	26,71
10	2,03	0,83	0,01	0,1	0,02	0,08	0,033	25,38
11	2,16	0,88	0,01	0,12	0,02	0,10	0,041	21,60
12	2,33	0,95	0,01	0,13	0,02	0,11	0,045	21,18
13	2,49	1,02	0,01	0,15	0,02	0,13	0,053	19,15
14	2,65	1,09	0,01	0,17	0,03	0,14	0,057	18,93
15	2,78	1,14	0,01	0,22	0,05	0,17	0,070	16,35
16	2,87	1,18	0,01	0,26	0,07	0,19	0,078	15,11
17	2,38	0,97	0,01	0,34	0,08	0,26	0,106	9,15
18	2,33	0,95	0,01	0,38	0,08	0,30	0,123	7,77

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 sin modificaciones								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16	1,221	1,479E-05		1,805E-05	25,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + 0 -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,64	-0,43	0,00	0,09	0,02	0,07	0,018	-23,43
-5	-1,22	-0,32	0,00	0,07	0,01	0,06	0,016	-20,33
-4	-0,80	-0,21	0,00	0,06	0,01	0,05	0,013	-16,00
-3	-0,38	-0,10	0,02	0,05	0,01	0,04	0,010	-9,50
-2	0,07	0,02	0,15	0,05	0,01	0,04	0,010	1,75
-1	0,45	0,12	0,03	0,03	0,00	0,03	0,008	15,00
0	0,83	0,22	0,02	0,03	0,00	0,03	0,008	27,67
1	1,22	0,32	0,02	0,03	0,00	0,03	0,008	40,67
2	1,56	0,41	0,01	0,04	0,00	0,04	0,010	39,00
3	1,90	0,50	0,01	0,04	0,00	0,04	0,010	47,50
4	2,21	0,58	0,01	0,06	0,01	0,05	0,013	44,20
5	2,51	0,66	0,01	0,07	0,02	0,05	0,013	50,20
6	2,82	0,74	0,01	0,08	0,02	0,06	0,016	47,00
7	3,12	0,82	0,01	0,09	0,02	0,07	0,018	44,57
8	3,43	0,90	0,01	0,1	0,02	0,08	0,021	42,88
9	3,73	0,98	0,01	0,11	0,03	0,08	0,021	46,63
10	4,00	1,05	0,01	0,13	0,03	0,10	0,026	40,00
11	4,23	1,11	0,01	0,15	0,03	0,12	0,031	35,25
12	4,50	1,18	0,01	0,17	0,03	0,14	0,037	32,14
13	4,76	1,25	0,01	0,19	0,03	0,16	0,042	29,75
14	5,03	1,32	0,01	0,22	0,05	0,17	0,045	29,59
15	5,34	1,40	0,01	0,26	0,06	0,20	0,052	26,70
16	5,49	1,44	0,01	0,3	0,08	0,22	0,058	24,95
17	4,11	1,08	0,01	0,35	0,09	0,26	0,068	15,81
18	3,89	1,02	0,01	0,39	0,09	0,30	0,079	12,97

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con Generadores de vórtice h= 1.1 mm y e= 2.2 mm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
15,3	1,224	1,473E-05		1,803E-05	14,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,35	-0,26	0,02	0,09	0,01	0,08	0,06	-4,38
-5	-0,27	-0,20	0,02	0,07	0,00	0,07	0,05	-3,86
-4	-0,2	-0,15	0,04	0,06	0,00	0,06	0,04	-3,33
-3	-0,13	-0,10	0,06	0,05	0,00	0,05	0,04	-2,60
-2	0	0,00	0,00	0,04	0,00	0,04	0,03	0,00
-1	0,15	0,11	0,08	0,03	0,00	0,03	0,02	5,00
0	0,27	0,20	0,05	0,03	0,00	0,03	0,02	9,00
1	0,35	0,26	0,04	0,03	0,00	0,03	0,02	11,67
2	0,41	0,30	0,04	0,03	0,00	0,03	0,02	13,67
3	0,48	0,35	0,03	0,04	0,00	0,04	0,03	12,00
4	0,55	0,40	0,03	0,05	0,00	0,05	0,04	11,00
5	0,62	0,45	0,03	0,05	0,00	0,05	0,04	12,40
6	0,68	0,50	0,03	0,06	0,00	0,06	0,04	11,33
7	0,76	0,56	0,03	0,07	0,00	0,07	0,05	10,86
8	0,83	0,61	0,03	0,09	0,01	0,08	0,06	10,38
9	0,9	0,66	0,02	0,1	0,01	0,09	0,07	10,00
10	0,98	0,72	0,02	0,12	0,01	0,11	0,08	8,91
11	1,05	0,77	0,02	0,14	0,01	0,13	0,10	8,08
12	1,13	0,83	0,02	0,16	0,01	0,15	0,11	7,53
13	1,19	0,87	0,02	0,19	0,02	0,17	0,12	7,00
14	1,25	0,92	0,02	0,22	0,02	0,20	0,15	6,25
15	1,29	0,94	0,02	0,26	0,03	0,23	0,17	5,61
16	1,22	0,89	0,02	0,27	0,05	0,22	0,16	5,55
17	1,12	0,82	0,02	0,28	0,07	0,21	0,15	5,33
18	1,07	0,78	0,02	0,29	0,07	0,22	0,16	4,86

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con Generadores de vórtice h= 1.1 mm y e= 2.2 mm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
15,3	1,224	1,473E-05		1,803E-05	19,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,87	-0,36	0,00	0,1	0,01	0,09	0,04	-9,67
-5	-0,63	-0,26	0,01	0,09	0,01	0,08	0,03	-7,88
-4	-0,43	-0,18	0,01	0,07	0,01	0,06	0,02	-7,17
-3	-0,19	-0,08	0,04	0,07	0,00	0,07	0,03	-2,71
-2	0,09	0,04	0,12	0,06	0,00	0,06	0,02	1,50
-1	0,34	0,14	0,04	0,05	0,00	0,05	0,02	6,80
0	0,58	0,24	0,03	0,05	0,00	0,05	0,02	11,60
1	0,77	0,32	0,02	0,05	0,00	0,05	0,02	15,40
2	0,94	0,39	0,02	0,06	0,00	0,06	0,02	15,67
3	1,09	0,45	0,02	0,07	0,00	0,07	0,03	15,57
4	1,26	0,52	0,02	0,08	0,00	0,08	0,03	15,75
5	1,43	0,59	0,02	0,09	0,01	0,08	0,03	17,88
6	1,58	0,65	0,02	0,1	0,01	0,09	0,04	17,56
7	1,75	0,72	0,02	0,11	0,01	0,10	0,04	17,50
8	1,92	0,79	0,02	0,13	0,01	0,12	0,05	16,00
9	2,09	0,86	0,01	0,14	0,02	0,12	0,05	17,42
10	2,23	0,92	0,01	0,17	0,02	0,15	0,06	14,87
11	2,37	0,98	0,01	0,19	0,02	0,17	0,07	13,94
12	2,46	1,01	0,01	0,22	0,02	0,20	0,08	12,30
13	2,6	1,07	0,01	0,25	0,02	0,23	0,09	11,30
14	2,71	1,12	0,01	0,29	0,03	0,26	0,11	10,42
15	2,82	1,16	0,01	0,35	0,05	0,30	0,12	9,40
16	2,62	1,08	0,01	0,37	0,07	0,30	0,12	8,73
17	2,36	0,97	0,01	0,37	0,08	0,29	0,12	8,14
18	2,33	0,96	0,01	0,38	0,08	0,30	0,12	7,77

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con Generadores de vórtice h= 1.1 mm y e= 2.2 mm

Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
15,3	1,224	1,473E-05		1,803E-05	24,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-2,22	-0,59	0,00	0,12	0,02	0,10	0,03	-22,20
-5	-1,52	-0,40	0,00	0,1	0,01	0,09	0,02	-16,89
-4	-0,79	-0,21	0,00	0,09	0,01	0,08	0,02	-9,88
-3	0	0,00	0,00	0,08	0,01	0,07	0,02	0,00
-2	0,49	0,13	0,03	0,08	0,01	0,07	0,02	7,00
-1	0,91	0,24	0,02	0,07	0,00	0,07	0,02	13,00
0	1,29	0,34	0,02	0,07	0,00	0,07	0,02	18,43
1	1,67	0,44	0,01	0,07	0,00	0,07	0,02	23,86
2	2,01	0,53	0,01	0,08	0,00	0,08	0,02	25,13
3	2,35	0,62	0,01	0,08	0,00	0,08	0,02	29,38
4	2,66	0,70	0,01	0,09	0,01	0,08	0,02	33,25
5	3	0,79	0,01	0,1	0,02	0,08	0,02	37,50
6	3,30	0,87	0,01	0,11	0,02	0,09	0,02	36,67
7	3,57	0,94	0,01	0,13	0,02	0,11	0,03	32,45
8	3,87	1,02	0,01	0,14	0,02	0,12	0,03	32,25
9	4,17	1,10	0,01	0,17	0,03	0,14	0,04	29,79
10	4,40	1,16	0,01	0,19	0,03	0,16	0,04	27,50
11	4,61	1,21	0,01	0,21	0,03	0,18	0,05	25,61
12	4,82	1,27	0,01	0,24	0,03	0,21	0,06	22,95
13	5,02	1,32	0,01	0,27	0,03	0,24	0,06	20,92
14	5,27	1,39	0,01	0,31	0,05	0,26	0,07	20,27
15	5,46	1,44	0,01	0,36	0,06	0,30	0,08	18,20
16	5,01	1,32	0,01	0,41	0,08	0,33	0,09	15,18
17	3,95	1,04	0,01	0,43	0,09	0,34	0,09	11,62
18	3,79	1,00	0,01	0,44	0,09	0,35	0,09	10,83

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con Generadores de vórtice h= 2 mm y e= 5 mm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,5	1,225	1,470E-05		1,801E-05	14,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,39	-0,29	0,01	0,12	0,01	0,11	0,08	-3,55
-5	-0,32	-0,24	0,02	0,1	0,00	0,10	0,07	-3,20
-4	-0,25	-0,18	0,03	0,09	0,00	0,09	0,07	-2,78
-3	-0,18	-0,13	0,04	0,07	0,00	0,07	0,05	-2,57
-2	0	0,00	0,00	0,06	0,00	0,06	0,04	0,00
-1	0,12	0,09	0,10	0,06	0,00	0,06	0,04	2,00
0	0,21	0,15	0,06	0,05	0,00	0,05	0,04	4,20
1	0,27	0,20	0,05	0,05	0,00	0,05	0,04	5,40
2	0,35	0,26	0,04	0,05	0,00	0,05	0,04	7,00
3	0,41	0,30	0,04	0,06	0,00	0,06	0,04	6,83
4	0,48	0,35	0,03	0,06	0,00	0,06	0,04	8,00
5	0,56	0,41	0,03	0,07	0,00	0,07	0,05	8,00
6	0,63	0,46	0,03	0,08	0,00	0,08	0,06	7,88
7	0,70	0,51	0,03	0,09	0,00	0,09	0,07	7,78
8	0,79	0,58	0,03	0,11	0,01	0,10	0,07	7,90
9	0,85	0,62	0,03	0,13	0,01	0,12	0,09	7,08
10	0,93	0,68	0,02	0,15	0,01	0,14	0,10	6,64
11	0,99	0,73	0,02	0,17	0,01	0,16	0,12	6,19
12	1,09	0,80	0,02	0,2	0,01	0,19	0,14	5,74
13	1,15	0,84	0,02	0,24	0,02	0,22	0,16	5,23
14	1,20	0,88	0,02	0,29	0,02	0,27	0,20	4,44
15	1,09	0,80	0,02	0,31	0,03	0,28	0,21	3,89

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con Generadores de vórtice h= 2 mm y e= 5 mm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,5	1,225	1,47E-05		1,801E-05	19,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,92	-0,38	0,00	0,13	0,01	0,12	0,05	-7,67
-5	-0,71	-0,29	0,00	0,11	0,01	0,10	0,04	-7,10
-4	-0,49	-0,20	0,01	0,1	0,01	0,09	0,04	-5,44
-3	-0,23	-0,10	0,03	0,09	0,00	0,09	0,04	-2,56
-2	0,01	0,00	1,01	0,08	0,00	0,08	0,03	0,13
-1	0,25	0,10	0,05	0,07	0,00	0,07	0,03	3,57
0	0,44	0,18	0,03	0,07	0,00	0,07	0,03	6,29
1	0,63	0,26	0,03	0,07	0,00	0,07	0,03	9,00
2	0,8	0,33	0,02	0,08	0,00	0,08	0,03	10,00
3	0,96	0,40	0,02	0,08	0,00	0,08	0,03	12,00
4	1,11	0,46	0,02	0,09	0,00	0,09	0,04	12,33
5	1,28	0,53	0,02	0,1	0,01	0,09	0,04	14,22
6	1,43	0,59	0,02	0,11	0,01	0,10	0,04	14,30
7	1,59	0,66	0,02	0,13	0,01	0,12	0,05	13,25
8	1,76	0,73	0,02	0,14	0,01	0,13	0,05	13,54
9	1,93	0,80	0,02	0,16	0,02	0,14	0,06	13,79
10	2,08	0,86	0,01	0,18	0,02	0,16	0,07	13,00
11	2,21	0,91	0,01	0,21	0,02	0,19	0,08	11,63
12	2,35	0,97	0,01	0,24	0,02	0,22	0,09	10,68
13	2,54	1,05	0,01	0,28	0,02	0,26	0,11	9,77
14	2,65	1,09	0,01	0,34	0,03	0,31	0,13	8,55
15	2	0,83	0,02	0,39	0,05	0,34	0,14	5,88

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con Generadores de vórtice h= 2 mm y e= 5 mm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,5	1,225	1,470E-05		1,801E-05	24,8	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-2,55	-0,67	0,00	0,17	0,02	0,15	0,04	-17,00
-5	-1,79	-0,47	0,00	0,15	0,01	0,14	0,04	-12,79
-4	-0,81	-0,21	0,00	0,13	0,01	0,12	0,03	-6,75
-3	-0,20	-0,05	0,04	0,12	0,01	0,11	0,03	-1,82
-2	0,18	0,05	0,06	0,11	0,01	0,10	0,03	1,80
-1	0,57	0,15	0,03	0,10	0,00	0,10	0,03	5,70
0	0,93	0,25	0,02	0,10	0,00	0,10	0,03	9,30
1	1,38	0,36	0,02	0,10	0,00	0,10	0,03	13,80
2	1,75	0,46	0,01	0,11	0,00	0,11	0,03	15,91
3	2,03	0,54	0,01	0,11	0,00	0,11	0,03	18,45
4	2,32	0,61	0,01	0,12	0,01	0,11	0,03	21,09
5	2,68	0,71	0,01	0,14	0,02	0,12	0,03	22,33
6	3,01	0,80	0,01	0,15	0,02	0,13	0,03	23,15
7	3,28	0,87	0,01	0,17	0,02	0,15	0,04	21,87
8	3,62	0,96	0,01	0,19	0,02	0,17	0,04	21,29
9	3,91	1,03	0,01	0,21	0,03	0,18	0,05	21,72
10	4,13	1,09	0,01	0,24	0,03	0,21	0,06	19,67
11	4,38	1,16	0,01	0,28	0,03	0,25	0,07	17,52
12	4,64	1,23	0,01	0,32	0,03	0,29	0,08	16,00
13	4,86	1,28	0,01	0,37	0,03	0,34	0,09	14,29
14	5,12	1,35	0,01	0,45	0,05	0,40	0,11	12,80
15	4,43	1,17	0,01	0,48	0,06	0,42	0,11	10,55

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con Rugosidad de K=16 µm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (µ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16,3	1,220	1,481E-05		1,807E-05	15,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,31	-0,23	0,02	0,12	0,01	0,11	0,08	-2,82
-5	-0,23	-0,17	0,03	0,09	0,00	0,09	0,07	-2,56
-4	-0,16	-0,12	0,05	0,08	0,00	0,08	0,06	-2,00
-3	-0,09	-0,07	0,10	0,07	0,00	0,07	0,05	-1,29
-2	0,00	0,00	0,00	0,06	0,00	0,06	0,04	0,00
-1	0,08	0,06	0,14	0,04	0,00	0,04	0,03	2,00
0	0,15	0,11	0,08	0,03	0,00	0,03	0,02	5,00
1	0,22	0,16	0,06	0,03	0,00	0,03	0,02	7,33
2	0,29	0,21	0,05	0,03	0,00	0,03	0,02	9,67
3	0,36	0,26	0,04	0,04	0,00	0,04	0,03	9,00
4	0,42	0,31	0,04	0,04	0,00	0,04	0,03	10,50
5	0,49	0,36	0,03	0,04	0,00	0,04	0,03	12,25
6	0,56	0,41	0,03	0,05	0,00	0,05	0,04	11,20
7	0,63	0,46	0,03	0,06	0,00	0,06	0,04	10,50
8	0,71	0,52	0,03	0,07	0,01	0,06	0,04	11,83
9	0,79	0,57	0,03	0,08	0,01	0,07	0,05	11,29
10	0,88	0,64	0,02	0,09	0,01	0,08	0,06	11,00
11	0,97	0,70	0,02	0,1	0,01	0,09	0,07	10,78
12	1,04	0,76	0,02	0,11	0,01	0,10	0,07	10,40
13	1,13	0,82	0,02	0,13	0,02	0,11	0,08	10,27
14	1,19	0,86	0,02	0,15	0,02	0,13	0,09	9,15
15	1,12	0,81	0,02	0,18	0,03	0,15	0,11	7,47

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con Rugosidad de K=16 µm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (µ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16,3	1,220	1,481E-05		1,807E-05	20,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,81	-0,33	0,00	0,1	0,01	0,09	0,04	-9,00
-5	-0,60	-0,25	0,01	0,09	0,01	0,08	0,03	-7,50
-4	-0,42	-0,17	0,01	0,07	0,01	0,06	0,02	-7,00
-3	-0,24	-0,10	0,03	0,07	0,00	0,07	0,03	-3,43
-2	0,00	0,00	0,00	0,06	0,00	0,06	0,02	0,00
-1	-0,20	0,08	0,04	0,05	0,00	0,05	0,02	3,91
0	0,36	0,15	0,04	0,05	0,00	0,05	0,02	7,20
1	0,54	0,22	0,03	0,05	0,00	0,05	0,02	10,80
2	0,72	0,29	0,02	0,06	0,00	0,06	0,02	12,00
3	0,88	0,36	0,02	0,07	0,00	0,07	0,03	12,57
4	1,03	0,42	0,02	0,08	0,00	0,08	0,03	12,88
5	1,18	0,48	0,02	0,09	0,01	0,08	0,03	14,75
6	1,34	0,55	0,02	0,1	0,01	0,09	0,04	14,89
7	1,50	0,61	0,02	0,11	0,01	0,10	0,04	15,00
8	1,68	0,69	0,02	0,13	0,01	0,12	0,05	14,00
9	1,84	0,75	0,02	0,14	0,02	0,12	0,05	15,33
10	1,98	0,81	0,02	0,17	0,02	0,15	0,06	13,20
11	2,12	0,87	0,01	0,19	0,02	0,17	0,07	12,47
12	2,29	0,94	0,01	0,22	0,02	0,20	0,08	11,45
13	2,44	1,00	0,01	0,25	0,02	0,23	0,09	10,61
14	2,61	1,07	0,01	0,29	0,03	0,26	0,11	10,04
15	2,70	1,10	0,01	0,35	0,05	0,30	0,12	9,00
16	2,40	0,98	0,01	0,37	0,07	0,30	0,12	8,00

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con Rugosidad de K=16 μm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16,3	1,220	1,481E-05		1,807E-05	24,8	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,70	-0,45	0,00	0,11	0,02	0,09	0,02	-18,89
-5	-1,22	-0,32	0,00	0,09	0,01	0,08	0,02	-15,25
-4	-0,79	-0,21	0,00	0,08	0,01	0,07	0,02	-11,29
-3	-0,31	-0,08	0,02	0,07	0,01	0,06	0,02	-5,17
-2	0,12	0,03	0,09	0,06	0,01	0,05	0,01	2,40
-1	0,49	0,13	0,03	0,06	0,00	0,06	0,02	8,17
0	0,90	0,24	0,02	0,06	0,00	0,06	0,02	15,00
1	1,29	0,34	0,02	0,06	0,00	0,06	0,02	21,50
2	1,64	0,44	0,01	0,06	0,00	0,06	0,02	27,33
3	1,97	0,52	0,01	0,06	0,00	0,06	0,02	32,83
4	2,27	0,60	0,01	0,06	0,01	0,05	0,01	45,40
5	2,57	0,68	0,01	0,07	0,02	0,05	0,01	51,40
6	2,89	0,77	0,01	0,09	0,02	0,07	0,02	41,29
7	3,19	0,85	0,01	0,1	0,02	0,08	0,02	39,88
8	3,51	0,93	0,01	0,11	0,02	0,09	0,02	39,00
9	3,81	1,01	0,01	0,13	0,03	0,10	0,03	38,10
10	4,08	1,08	0,01	0,15	0,03	0,12	0,03	34,00
11	4,29	1,14	0,01	0,17	0,03	0,14	0,04	30,64
12	4,58	1,22	0,01	0,19	0,03	0,16	0,04	28,63
13	4,80	1,27	0,01	0,22	0,03	0,19	0,05	25,26
14	5,12	1,36	0,01	0,25	0,05	0,20	0,05	25,60
15	5,39	1,43	0,01	0,28	0,06	0,22	0,06	24,50
16	4,24	1,13	0,01	0,33	0,08	0,25	0,07	16,96

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con Rugosidad de K=104 μm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área
15,2	1,225	1,471E-05		1,802E-05	14,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,36	-0,26	0,01	0,14	0,01	0,13	0,10	-2,77
-5	-0,30	-0,22	0,02	0,11	0,00	0,11	0,08	-2,73
-4	-0,23	-0,17	0,03	0,09	0,00	0,09	0,07	-2,56
-3	-0,16	-0,12	0,05	0,08	0,00	0,08	0,06	-2,00
-2	-0,03	-0,02	0	0,07	0,00	0,07	0,05	-0,43
-1	0,05	0,04	0,21	0,06	0,00	0,06	0,04	0,83
0	0,09	0,07	0,12	0,05	0,00	0,05	0,04	1,80
1	0,17	0,12	0,07	0,05	0,00	0,05	0,04	3,40
2	0,22	0,16	0,06	0,06	0,00	0,06	0,04	3,67
3	0,29	0,21	0,05	0,06	0,00	0,06	0,04	4,83
4	0,37	0,27	0,04	0,07	0,00	0,07	0,05	5,29
5	0,43	0,32	0,04	0,08	0,00	0,08	0,06	5,38
6	0,49	0,36	0,03	0,1	0,00	0,10	0,07	4,90
7	0,56	0,41	0,03	0,11	0,00	0,11	0,08	5,09
8	0,65	0,48	0,03	0,13	0,01	0,12	0,09	5,42
9	0,74	0,54	0,03	0,15	0,01	0,14	0,10	5,29
10	0,82	0,60	0,03	0,17	0,01	0,16	0,12	5,13
11	0,91	0,67	0,02	0,19	0,01	0,18	0,13	5,06
12	0,99	0,73	0,02	0,22	0,01	0,21	0,15	4,71
13	1,07	0,78	0,02	0,26	0,02	0,24	0,18	4,46
14	1,06	0,78	0,02	0,3	0,02	0,28	0,21	3,79

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con Rugosidad de K=104 μm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
15,2	1,225	1,471E-05		1,80198E-05	19,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,98	-0,40	0,00	0,18	0,01	0,17	0,07	-5,76
-5	-0,76	-0,31	0,00	0,15	0,01	0,14	0,06	-5,43
-4	-0,55	-0,23	0,01	0,12	0,01	0,11	0,05	-5,00
-3	-0,34	-0,14	0,02	0,1	0,00	0,10	0,04	-3,40
-2	-0,11	-0,05	0,08	0,09	0,00	0,09	0,04	-1,22
-1	0,09	0,04	0,12	0,08	0,00	0,08	0,03	1,13
0	0,26	0,11	0,05	0,07	0,00	0,07	0,03	3,71
1	0,44	0,18	0,03	0,07	0,00	0,07	0,03	6,29
2	0,59	0,24	0,03	0,08	0,00	0,08	0,03	7,38
3	0,75	0,31	0,02	0,08	0,00	0,08	0,03	9,38
4	0,91	0,38	0,02	0,09	0,00	0,09	0,04	10,11
5	1,06	0,44	0,02	0,1	0,01	0,09	0,04	11,78
6	1,23	0,51	0,02	0,11	0,01	0,10	0,04	12,30
7	1,38	0,57	0,02	0,13	0,01	0,12	0,05	11,50
8	1,54	0,64	0,02	0,15	0,01	0,14	0,06	11,00
9	1,67	0,69	0,02	0,17	0,02	0,15	0,06	11,13
10	1,80	0,74	0,02	0,2	0,02	0,18	0,07	10,00
11	1,94	0,80	0,02	0,23	0,02	0,21	0,09	9,24
12	2,10	0,87	0,01	0,26	0,02	0,24	0,10	8,75
13	2,24	0,92	0,01	0,3	0,02	0,28	0,12	8,00
14	1,91	0,79	0,02	0,38	0,03	0,35	0,14	5,46

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con Rugosidad de K=104 μm								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
15,2	1,225	1,471E-05		1,80198E-05	24,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-2,07	-0,55	0,00	0,20	0,02	0,18	0,05	-11,50
-5	-1,39	-0,37	0,00	0,17	0,01	0,16	0,04	-8,69
-4	-0,90	-0,24	0,00	0,15	0,01	0,14	0,04	-6,43
-3	-0,48	-0,13	0,01	0,13	0,01	0,12	0,03	-4,00
-2	0,00	0,00	0	0,12	0,01	0,11	0,03	0,00
-1	0,39	0,10	0,03	0,10	0,00	0,10	0,03	3,90
0	0,71	0,19	0,02	0,10	0,00	0,10	0,03	7,10
1	1,09	0,29	0,02	0,10	0,00	0,10	0,03	10,90
2	1,46	0,39	0,01	0,11	0,00	0,11	0,03	13,27
3	1,79	0,47	0,01	0,11	0,00	0,11	0,03	16,27
4	2,08	0,55	0,01	0,12	0,01	0,11	0,03	18,91
5	2,38	0,63	0,01	0,14	0,02	0,12	0,03	19,83
6	2,69	0,71	0,01	0,15	0,02	0,13	0,03	20,69
7	3,00	0,79	0,01	0,17	0,02	0,15	0,04	20,00
8	3,27	0,86	0,01	0,19	0,02	0,17	0,04	19,24
9	3,59	0,95	0,01	0,22	0,03	0,19	0,05	18,89
10	3,85	1,02	0,01	0,25	0,03	0,22	0,06	17,50
11	4,08	1,08	0,01	0,29	0,03	0,26	0,07	15,69
12	4,29	1,13	0,01	0,33	0,03	0,30	0,08	14,30
13	4,47	1,18	0,01	0,39	0,03	0,36	0,10	12,42
14	3,79	1,00	0,01	0,47	0,05	0,42	0,11	9,02

Perfil NACA 23012 con Guías de Flujo								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
17	1,217	1,486E-05		1,809E-05	15,1	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,38	-0,27	0,01	0,12	0,01	0,11	0,08	-3,45
-5	-0,29	-0,21	0,02	0,09	0,00	0,09	0,07	-3,22
-4	-0,27	-0,20	0,02	0,07	0,00	0,07	0,05	-3,86
-3	-0,15	-0,11	0,05	0,06	0,00	0,06	0,04	-2,50
-2	-0,1	-0,07	0,09	0,05	0,00	0,05	0,04	-2,00
-1	0,14	0,10	0,08	0,04	0,00	0,04	0,03	3,50
0	0,27	0,20	0,05	0,03	0,00	0,03	0,02	9,00
1	0,36	0,26	0,04	0,03	0,00	0,03	0,02	12,00
2	0,43	0,31	0,04	0,03	0,00	0,03	0,02	14,33
3	0,5	0,36	0,03	0,04	0,00	0,04	0,03	12,50
4	0,57	0,41	0,03	0,04	0,00	0,04	0,03	14,25
5	0,64	0,46	0,03	0,05	0,00	0,05	0,04	12,80
6	0,7	0,51	0,03	0,06	0,00	0,06	0,04	11,67
7	0,78	0,56	0,03	0,07	0,00	0,07	0,05	11,14
8	0,84	0,61	0,03	0,08	0,01	0,07	0,05	12,00
9	0,92	0,67	0,02	0,09	0,01	0,08	0,06	11,50
10	1	0,72	0,02	0,11	0,01	0,10	0,07	10,00
11	1,07	0,77	0,02	0,12	0,01	0,11	0,08	9,73
12	1,15	0,83	0,02	0,14	0,01	0,13	0,09	8,85
13	1,21	0,88	0,02	0,17	0,02	0,15	0,11	8,07
14	1,28	0,93	0,02	0,2	0,02	0,18	0,13	7,11
15	1,32	0,95	0,02	0,23	0,03	0,20	0,14	6,60
16	1,36	0,98	0,02	0,27	0,05	0,22	0,16	6,18
17	1,4	1,01	0,02	0,3	0,06	0,24	0,17	5,83
18	1,16	0,84	0,02	0,34	0,07	0,27	0,20	4,30

Re=1,014E+05

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con Guías de Flujo								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
17	1,217	1,486E-05		1,809E-05	20,1	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,90	-0,37	0,00	0,11	0,01	0,10	0,04	-9,00
-5	-0,66	-0,27	0,01	0,09	0,01	0,08	0,03	-8,25
-4	-0,48	-0,20	0,01	0,07	0,01	0,06	0,02	-8,00
-3	-0,26	-0,11	0,03	0,06	0,00	0,06	0,02	-4,33
-2	-0,04	-0,02	0	0,05	0,00	0,05	0,02	-0,80
-1	0,37	0,15	0,04	0,04	0,00	0,04	0,02	9,25
0	0,61	0,25	0,03	0,04	0,00	0,04	0,02	15,25
1	0,80	0,33	0,02	0,04	0,00	0,04	0,02	20,00
2	0,97	0,39	0,02	0,05	0,00	0,05	0,02	19,40
3	1,14	0,46	0,02	0,05	0,00	0,05	0,02	22,80
4	1,29	0,52	0,02	0,06	0,00	0,06	0,02	21,50
5	1,45	0,59	0,02	0,07	0,01	0,06	0,02	24,17
6	1,62	0,66	0,02	0,08	0,01	0,07	0,03	23,14
7	1,78	0,72	0,02	0,09	0,01	0,08	0,03	22,25
8	1,96	0,80	0,02	0,1	0,01	0,09	0,04	21,78
9	2,12	0,86	0,01	0,12	0,02	0,10	0,04	21,20
10	2,26	0,92	0,01	0,14	0,02	0,12	0,05	18,83
11	2,40	0,98	0,01	0,16	0,02	0,14	0,06	17,14
12	2,50	1,02	0,01	0,19	0,02	0,17	0,07	14,71
13	2,63	1,07	0,01	0,22	0,02	0,20	0,08	13,15
14	2,74	1,11	0,01	0,25	0,03	0,22	0,09	12,45
15	2,86	1,16	0,01	0,3	0,05	0,25	0,10	11,44
16	2,97	1,21	0,01	0,38	0,07	0,31	0,13	9,58
17	3,00	1,22	0,01	0,4	0,08	0,32	0,13	9,38
18	2,50	1,02	0,01	0,42	0,08	0,34	0,14	7,35

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con Guías de Flujo								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
17	1,217	1,486E-05		1,809E-05	25,1	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,52	-0,40	0,00	0,12	0,02	0,10	0,03	-15,20
-5	-1,22	-0,32	0,00	0,10	0,01	0,09	0,02	-13,56
-4	-0,73	-0,19	0,01	0,08	0,01	0,07	0,02	-10,43
-3	-0,12	-0,03	0,08	0,07	0,01	0,06	0,02	-2,00
-2	0,42	0,11	0	0,06	0,01	0,05	0,01	8,40
-1	0,80	0,21	0,02	0,05	0,00	0,05	0,01	16,00
0	1,12	0,29	0,02	0,05	0,00	0,05	0,01	22,40
1	1,52	0,40	0,01	0,05	0,00	0,05	0,01	30,40
2	1,88	0,49	0,01	0,06	0,00	0,06	0,02	31,33
3	2,19	0,57	0,01	0,06	0,00	0,06	0,02	36,50
4	2,54	0,66	0,01	0,07	0,01	0,06	0,02	42,33
5	2,86	0,74	0,01	0,09	0,02	0,07	0,02	40,86
6	3,17	0,83	0,01	0,10	0,02	0,08	0,02	39,63
7	3,44	0,90	0,01	0,12	0,02	0,10	0,03	34,40
8	3,79	0,99	0,01	0,13	0,02	0,11	0,03	34,45
9	4,01	1,04	0,01	0,15	0,03	0,12	0,03	33,42
10	4,29	1,12	0,01	0,18	0,03	0,15	0,04	28,60
11	4,54	1,18	0,01	0,20	0,03	0,17	0,04	26,71
12	4,71	1,23	0,01	0,24	0,03	0,21	0,05	22,43
13	4,94	1,29	0,01	0,27	0,03	0,24	0,06	20,58
14	5,21	1,36	0,01	0,31	0,05	0,26	0,07	20,04
15	5,46	1,42	0,01	0,36	0,06	0,30	0,08	18,20
16	5,69	1,48	0,01	0,43	0,08	0,35	0,09	16,26
17	6	1,56	0,01	0,47	0,09	0,38	0,10	11,58
18	4,4	1,15	0,01	0,5	0,09	0,41	0,11	0,00

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con una Porosidad								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,6	1,227	1,465E-05		1,797E-05	14,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,33	-0,24	0,02	0,08	0,01	0,07	0,05	-4,71
-5	-0,29	-0,21	0,02	0,06	0,00	0,06	0,04	-4,83
-4	-0,18	-0,13	0,04	0,04	0,00	0,04	0,03	-4,50
-3	-0,17	-0,13	0,05	0,03	0,00	0,03	0,02	-5,67
-2	0	0,00	0	0,02	0,00	0,02	0,01	0,00
-1	0,15	0,11	0,08	0,02	0,00	0,02	0,01	7,50
0	0,24	0,18	0,06	0,02	0,00	0,02	0,01	12,00
1	0,31	0,23	0,05	0,02	0,00	0,02	0,01	15,50
2	0,38	0,28	0,04	0,02	0,00	0,02	0,01	19,00
3	0,46	0,34	0,04	0,03	0,00	0,03	0,02	15,33
4	0,52	0,38	0,03	0,03	0,00	0,03	0,02	17,33
5	0,59	0,44	0,03	0,04	0,00	0,04	0,03	14,75
6	0,66	0,49	0,03	0,05	0,00	0,05	0,04	13,20
7	0,72	0,53	0,03	0,06	0,00	0,06	0,04	12,00
8	0,8	0,59	0,03	0,07	0,01	0,06	0,04	13,33
9	0,87	0,64	0,02	0,08	0,01	0,07	0,05	12,43
10	0,95	0,70	0,02	0,09	0,01	0,08	0,06	11,88
11	1,02	0,75	0,02	0,11	0,01	0,10	0,07	10,20
12	1,11	0,82	0,02	0,13	0,01	0,12	0,09	9,25
13	1,17	0,86	0,02	0,15	0,02	0,13	0,10	9,00
14	1,23	0,91	0,02	0,17	0,02	0,15	0,11	8,20
15	1,27	0,94	0,02	0,2	0,03	0,17	0,13	7,47
16	1,28	0,95	0,02	0,23	0,05	0,18	0,13	7,11
17	1,24	0,92	0,02	0,27	0,07	0,20	0,15	6,20

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con una Porosidad								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,6	1,227	1,465E-05		1,797E-05	19,8	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,89	-0,37	0,00	0,09	0,01	0,08	0,03	-11,13
-5	-0,65	-0,27	0,01	0,07	0,01	0,06	0,02	-10,83
-4	-0,45	-0,19	0,01	0,06	0,01	0,05	0,02	-9,00
-3	-0,21	-0,09	0,04	0,05	0,00	0,05	0,02	-4,20
-2	0,06	0,02	0	0,04	0,00	0,04	0,02	1,50
-1	0,30	0,12	0,04	0,03	0,00	0,03	0,01	10,00
0	0,52	0,22	0,03	0,03	0,00	0,03	0,01	17,33
1	0,72	0,30	0,02	0,03	0,00	0,03	0,01	24,00
2	0,89	0,37	0,02	0,04	0,00	0,04	0,02	22,25
3	1,04	0,43	0,02	0,05	0,00	0,05	0,02	20,80
4	1,21	0,50	0,02	0,06	0,00	0,06	0,02	20,17
5	1,38	0,57	0,02	0,07	0,01	0,06	0,02	23,00
6	1,52	0,63	0,02	0,08	0,01	0,07	0,03	21,71
7	1,70	0,71	0,02	0,09	0,01	0,08	0,03	21,25
8	1,88	0,78	0,02	0,1	0,01	0,09	0,04	20,89
9	2,03	0,84	0,02	0,12	0,02	0,10	0,04	20,30
10	2,18	0,91	0,01	0,14	0,02	0,12	0,05	18,17
11	2,31	0,96	0,01	0,16	0,02	0,14	0,06	16,50
12	2,41	1,00	0,01	0,18	0,02	0,16	0,07	15,06
13	2,56	1,06	0,01	0,21	0,02	0,19	0,08	13,47
14	2,68	1,11	0,01	0,25	0,03	0,22	0,09	12,18
15	2,83	1,18	0,01	0,29	0,05	0,24	0,10	11,79
16	2,93	1,22	0,01	0,36	0,07	0,29	0,12	10,10
17	2,36	0,98	0,01	0,4	0,08	0,32	0,13	7,38

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con una Porosidad								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,6	1,227	1,465E-05		1,797E-05	24,8	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,64	-0,44	0,00	0,11	0,02	0,09	0,02	-18,22
-5	-1,22	-0,32	0,00	0,09	0,01	0,08	0,02	-15,25
-4	-0,80	-0,21	0,00	0,07	0,01	0,06	0,02	-13,33
-3	-0,38	-0,10	0,02	0,06	0,01	0,05	0,01	-7,60
-2	0,07	0,02	0	0,05	0,01	0,04	0,01	1,75
-1	0,45	0,12	0,03	0,04	0,00	0,04	0,01	11,25
0	1,24	0,33	0,02	0,04	0,00	0,04	0,01	31,00
1	1,58	0,42	0,01	0,04	0,00	0,04	0,01	39,50
2	1,95	0,52	0,01	0,05	0,00	0,05	0,01	39,00
3	2,29	0,61	0,01	0,05	0,00	0,05	0,01	45,80
4	2,56	0,68	0,01	0,06	0,01	0,05	0,01	51,20
5	2,93	0,78	0,01	0,07	0,02	0,05	0,01	58,60
6	3,26	0,87	0,01	0,08	0,02	0,06	0,02	54,33
7	3,50	0,93	0,01	0,09	0,02	0,07	0,02	50,00
8	3,82	1,02	0,01	0,11	0,02	0,09	0,02	42,44
9	4,09	1,09	0,01	0,13	0,03	0,10	0,03	40,90
10	4,34	1,15	0,01	0,15	0,03	0,12	0,03	36,17
11	4,55	1,21	0,01	0,17	0,03	0,14	0,04	32,50
12	4,79	1,27	0,01	0,2	0,03	0,17	0,05	28,18
13	4,99	1,33	0,01	0,23	0,03	0,20	0,05	24,95
14	5,25	1,40	0,01	0,26	0,05	0,21	0,06	25,00
15	5,49	1,46	0,01	0,3	0,06	0,24	0,06	22,88
16	5,61	1,49	0,01	0,35	0,08	0,27	0,07	20,78
17	4,11	1,09	0,01	0,44	0,09	0,35	0,09	11,74

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con Esferas								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
17,5	1,215	1,490E-05		1,810E-05	15,1	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,47	-0,34	0,01	0,15	0,01	0,14	0,10	-3,36
-5	-0,36	-0,26	0,01	0,12	0,00	0,12	0,09	-3,00
-4	-0,31	-0,22	0,02	0,1	0,00	0,10	0,07	-3,10
-3	-0,22	-0,16	0,03	0,08	0,00	0,08	0,06	-2,75
-2	-0,13	-0,09	0	0,07	0,00	0,07	0,05	-1,86
-1	-0,02	-0,01	0,49	0,05	0,00	0,05	0,04	-0,40
0	0,04	0,03	0,26	0,05	0,00	0,05	0,04	0,80
1	0,13	0,09	0,09	0,06	0,00	0,06	0,04	2,17
2	0,18	0,13	0,07	0,06	0,00	0,06	0,04	3,00
3	0,23	0,17	0,06	0,07	0,00	0,07	0,05	3,29
4	0,30	0,22	0,05	0,08	0,00	0,08	0,06	3,75
5	0,38	0,27	0,04	0,09	0,00	0,09	0,06	4,22
6	0,45	0,32	0,04	0,10	0,00	0,10	0,07	4,50
7	0,52	0,37	0,03	0,11	0,00	0,11	0,08	4,73
8	0,60	0,43	0,03	0,13	0,01	0,12	0,09	5,00
9	0,68	0,49	0,03	0,15	0,01	0,14	0,10	4,86
10	0,76	0,55	0,03	0,17	0,01	0,16	0,12	4,75
11	0,85	0,61	0,03	0,20	0,01	0,19	0,14	4,47
12	0,92	0,66	0,02	0,24	0,01	0,23	0,17	4,00
13	1,00	0,72	0,02	0,27	0,02	0,25	0,18	4,00
14	0,91	0,66	0,02	0,32	0,02	0,30	0,22	3,03

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con Esferas								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
17,5	1,215	1,490E-05		1,810E-05	20,1	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,04	-0,42	0,00	0,17	0,01	0,16	0,06	-6,50
-5	-0,81	-0,33	0,00	0,16	0,01	0,15	0,06	-5,40
-4	-0,61	-0,25	0,01	0,11	0,01	0,10	0,04	-6,10
-3	-0,40	-0,16	0,02	0,09	0,00	0,09	0,04	-4,44
-2	-0,21	-0,09	0	0,08	0,00	0,08	0,03	-2,63
-1	0,00	0,00	0,00	0,07	0,00	0,07	0,03	0,00
0	0,20	0,08	0,06	0,07	0,00	0,07	0,03	2,86
1	0,38	0,15	0,04	0,08	0,00	0,08	0,03	4,75
2	0,54	0,22	0,03	0,09	0,00	0,09	0,04	6,00
3	0,70	0,28	0,02	0,1	0,00	0,10	0,04	7,00
4	0,85	0,34	0,02	0,11	0,00	0,11	0,04	7,73
5	1,01	0,41	0,02	0,12	0,01	0,11	0,04	9,18
6	1,16	0,47	0,02	0,14	0,01	0,13	0,05	8,92
7	1,32	0,54	0,02	0,16	0,01	0,15	0,06	8,80
8	1,48	0,60	0,02	0,19	0,01	0,18	0,07	8,22
9	1,60	0,65	0,02	0,22	0,02	0,20	0,08	8,00
10	1,73	0,70	0,02	0,25	0,02	0,23	0,09	7,52
11	1,87	0,76	0,02	0,3	0,02	0,28	0,11	6,68
12	2,03	0,82	0,01	0,36	0,02	0,34	0,14	5,97
13	2,16	0,88	0,01	0,38	0,02	0,36	0,15	6,00
14	1,82	0,74	0,02	0,4	0,03	0,37	0,15	4,92

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con Esferas								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
17,5	1,215	1,490E-05		1,810E-05	25,2	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-2,78	-0,72	0,00	0,20	0,02	0,18	0,05	-15,44
-5	-1,78	-0,46	0,00	0,17	0,01	0,16	0,04	-11,13
-4	-1,21	-0,31	0,00	0,15	0,01	0,14	0,04	-8,64
-3	-0,64	-0,17	0,01	0,13	0,01	0,12	0,03	-5,33
-2	-0,15	-0,04	0	0,12	0,01	0,11	0,03	-1,36
-1	0,25	0,06	0,05	0,10	0,00	0,10	0,03	2,50
0	0,49	0,13	0,03	0,10	0,00	0,10	0,03	4,90
1	0,81	0,21	0,02	0,10	0,00	0,10	0,03	8,10
2	1,16	0,30	0,02	0,11	0,00	0,11	0,03	10,55
3	1,48	0,38	0,01	0,12	0,00	0,12	0,03	12,33
4	1,82	0,47	0,01	0,13	0,01	0,12	0,03	15,17
5	2,14	0,56	0,01	0,15	0,02	0,13	0,03	16,46
6	2,42	0,63	0,01	0,17	0,02	0,15	0,04	16,13
7	2,70	0,70	0,01	0,19	0,02	0,17	0,04	15,88
8	2,99	0,78	0,01	0,21	0,02	0,19	0,05	15,74
9	3,24	0,84	0,01	0,25	0,03	0,22	0,06	14,73
10	3,56	0,92	0,01	0,28	0,03	0,25	0,06	14,24
11	3,74	0,97	0,01	0,33	0,03	0,30	0,08	12,47
12	3,88	1,01	0,01	0,39	0,03	0,36	0,09	10,78
13	4,00	1,04	0,01	0,47	0,03	0,44	0,11	9,09
14	3,19	0,83	0,01	0,50	0,05	0,45	0,12	7,09

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con calentamiento de la superficie a 40 °C								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16	1,221	1,478E-05		1,805E-05	15,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,43	-0,31	0,01	0,13	0,06	0,09	0,07	-4,78
-5	-0,35	-0,25	0,02	0,11	0,05	0,09	0,07	-3,89
-4	-0,28	-0,20	0,02	0,09	0,04	0,09	0,07	-3,11
-3	-0,20	-0,15	0,04	0,07	0,03	0,08	0,06	-2,50
-2	-0,06	-0,04	0	0,05	0,03	0,07	0,05	-0,86
-1	0,01	0,01	1,01	0,04	0,02	0,06	0,04	0,17
0	0,13	0,09	0,09	0,03	0,02	0,03	0,02	4,33
1	0,20	0,15	0,06	0,03	0,02	0,03	0,02	6,67
2	0,26	0,19	0,05	0,03	0,02	0,04	0,03	6,50
3	0,33	0,24	0,04	0,04	0,02	0,05	0,04	6,60
4	0,40	0,29	0,04	0,05	0,03	0,05	0,04	8,00
5	0,46	0,34	0,04	0,05	0,03	0,06	0,04	7,67
6	0,53	0,39	0,03	0,06	0,03	0,07	0,05	7,57
7	0,60	0,44	0,03	0,07	0,04	0,07	0,05	8,57
8	0,68	0,50	0,03	0,08	0,04	0,09	0,07	7,56
9	0,76	0,55	0,03	0,09	0,05	0,10	0,07	7,60
10	0,85	0,62	0,03	0,11	0,06	0,11	0,08	7,73
11	0,94	0,68	0,02	0,12	0,07	0,12	0,09	7,83
12	1,02	0,74	0,02	0,14	0,08	0,14	0,10	7,29
13	1,10	0,80	0,02	0,16	0,10	0,15	0,11	7,33
14	1,11	0,81	0,02	0,19	0,12	0,17	0,12	6,53
15	0,88	0,64	0,02	0,22	0,15	0,20	0,15	4,40

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con calentamiento de la superficie a 40 °C								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16	1,221	1,478E-05		1,805E-05	20,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,92	-0,38	0,00	0,15	0,07	0,08	0,03	-11,50
-5	-0,68	-0,28	0,00	0,14	0,06	0,08	0,03	-8,50
-4	-0,50	-0,20	0,01	0,13	0,05	0,08	0,03	-6,25
-3	-0,30	-0,12	0,02	0,11	0,04	0,07	0,03	-4,29
-2	-0,06	-0,02	0	0,1	0,03	0,07	0,03	-0,86
-1	0,16	0,07	0,07	0,08	0,03	0,05	0,02	3,20
0	0,31	0,13	0,04	0,05	0,03	0,02	0,01	15,50
1	0,51	0,21	0,03	0,05	0,03	0,02	0,01	25,50
2	0,68	0,28	0,02	0,06	0,03	0,03	0,01	22,67
3	0,83	0,34	0,02	0,07	0,04	0,03	0,01	27,67
4	0,99	0,41	0,02	0,08	0,04	0,04	0,02	24,75
5	1,13	0,46	0,02	0,09	0,04	0,05	0,02	22,60
6	1,29	0,53	0,02	0,1	0,05	0,05	0,02	25,80
7	1,46	0,60	0,02	0,11	0,05	0,06	0,02	24,33
8	1,63	0,67	0,02	0,13	0,06	0,07	0,03	23,29
9	1,79	0,73	0,02	0,15	0,07	0,08	0,03	22,38
10	1,93	0,79	0,02	0,17	0,08	0,09	0,04	21,44
11	2,06	0,84	0,01	0,19	0,09	0,10	0,04	20,60
12	2,25	0,92	0,01	0,22	0,11	0,11	0,05	20,45
13	2,39	0,98	0,01	0,25	0,13	0,12	0,05	19,92
14	2,53	1,04	0,01	0,29	0,14	0,15	0,06	16,87
15	2,31	0,95	0,01	0,35	0,16	0,19	0,08	12,16

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con calentamiento de la superficie a 40 °C								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16	1,221	1,478E-05		1,805E-05	25,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,20	-0,40	0,00	0,16	0,09	0,07	0,02	-21,79
-5	-1,12	-0,29	0,00	0,14	0,07	0,07	0,02	-16,00
-4	-0,99	-0,26	0,00	0,12	0,07	0,05	0,01	-19,80
-3	-0,55	-0,14	0,01	0,11	0,06	0,05	0,01	-11,00
-2	-0,09	-0,02	0	0,10	0,05	0,05	0,01	-1,80
-1	0,25	0,07	0,05	0,09	0,04	0,05	0,01	5,00
0	0,63	0,17	0,02	0,08	0,04	0,04	0,01	15,75
1	0,96	0,25	0,02	0,08	0,04	0,04	0,01	24,00
2	1,33	0,35	0,02	0,09	0,04	0,05	0,01	26,60
3	1,68	0,44	0,01	0,09	0,04	0,05	0,01	33,60
4	2,01	0,53	0,01	0,10	0,05	0,05	0,01	40,20
5	2,33	0,61	0,01	0,12	0,05	0,07	0,02	33,29
6	2,58	0,68	0,01	0,13	0,06	0,07	0,02	36,86
7	2,88	0,76	0,01	0,15	0,06	0,09	0,02	32,00
8	3,16	0,83	0,01	0,17	0,07	0,10	0,03	31,60
9	3,45	0,90	0,01	0,19	0,08	0,11	0,03	31,36
10	3,74	0,98	0,01	0,22	0,09	0,13	0,03	28,77
11	3,92	1,03	0,01	0,25	0,10	0,15	0,04	26,13
12	4,13	1,08	0,01	0,28	0,11	0,17	0,04	24,29
13	4,31	1,13	0,01	0,32	0,13	0,19	0,05	22,68
14	4,44	1,16	0,01	0,36	0,15	0,21	0,06	21,14
15	3,07	0,81	0,01	0,43	0,18	0,25	0,07	12,28

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con calentamiento de la superficie a 80 °C								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16	1,221	1,478E-05		1,805E-05	15,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,44	-0,32	0,01	0,14	0,06	0,08	0,06	-5,50
-5	-0,37	-0,27	0,01	0,13	0,05	0,08	0,06	-4,63
-4	-0,28	-0,20	0,02	0,11	0,04	0,07	0,05	-4,00
-3	-0,22	-0,16	0,03	0,09	0,03	0,06	0,04	-3,67
-2	-0,15	-0,11	0	0,07	0,03	0,04	0,03	-3,75
-1	-0,02	-0,01	0,49	0,06	0,02	0,04	0,03	-0,50
0	0,05	0,04	0,21	0,05	0,02	0,03	0,02	1,67
1	0,07	0,05	0,16	0,03	0,02	0,01	0,01	7,00
2	0,12	0,09	0,10	0,04	0,02	0,02	0,01	6,00
3	0,19	0,14	0,07	0,05	0,02	0,03	0,02	6,33
4	0,25	0,18	0,05	0,06	0,03	0,03	0,02	8,33
5	0,31	0,23	0,05	0,07	0,03	0,04	0,03	7,75
6	0,38	0,28	0,04	0,08	0,03	0,05	0,04	7,60
7	0,43	0,31	0,04	0,09	0,04	0,05	0,04	8,60
8	0,49	0,36	0,03	0,11	0,04	0,07	0,05	7,00
9	0,57	0,42	0,03	0,12	0,05	0,07	0,05	8,14
10	0,65	0,47	0,03	0,14	0,06	0,08	0,06	8,13
11	0,73	0,53	0,03	0,16	0,07	0,09	0,07	8,11
12	0,80	0,58	0,03	0,19	0,08	0,11	0,08	7,27
13	0,89	0,65	0,02	0,22	0,01	0,12	0,09	7,42
14	0,69	0,50	0,03	0,25	0,12	0,13	0,09	5,31

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con calentamiento de la superficie a 80 °C								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16	1,221	1,478E-05		1,805E-05	20,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,11	-0,45	0,00	0,15	0,07	0,08	0,03	-13,88
-5	-0,89	-0,36	0,00	0,12	0,06	0,06	0,02	-14,83
-4	-0,66	-0,27	0,01	0,11	0,05	0,06	0,02	-11,00
-3	-0,45	-0,18	0,01	0,09	0,04	0,05	0,02	-9,00
-2	-0,26	-0,11	0	0,08	0,03	0,05	0,02	-5,20
-1	-0,05	-0,02	0,19	0,06	0,03	0,03	0,01	-1,67
0	0,14	0,06	0,08	0,05	0,03	0,02	0,01	7,00
1	0,32	0,13	0,04	0,05	0,03	0,02	0,01	16,00
2	0,47	0,19	0,03	0,06	0,03	0,03	0,01	15,67
3	0,62	0,25	0,03	0,07	0,04	0,03	0,01	20,67
4	0,79	0,32	0,02	0,08	0,04	0,04	0,02	19,75
5	0,95	0,39	0,02	0,09	0,04	0,05	0,02	19,00
6	1,09	0,45	0,02	0,1	0,05	0,05	0,02	21,80
7	1,23	0,50	0,02	0,11	0,05	0,06	0,02	20,50
8	1,39	0,57	0,02	0,13	0,06	0,07	0,03	19,86
9	1,51	0,62	0,02	0,15	0,07	0,08	0,03	18,88
10	1,65	0,68	0,02	0,17	0,08	0,09	0,04	18,33
11	1,79	0,73	0,02	0,2	0,09	0,11	0,05	16,27
12	1,95	0,80	0,02	0,23	0,11	0,12	0,05	16,25
13	2,09	0,86	0,01	0,26	0,13	0,13	0,05	16,08
14	1,68	0,69	0,02	0,31	0,14	0,17	0,07	9,88

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con calentamiento de la superficie a 80 °C								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16	1,221	1,478E-05		1,805E-05	25,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,93	-0,51	0,00	0,17	0,09	0,08	0,02	-24,13
-5	-1,20	-0,31	0,00	0,15	0,07	0,08	0,02	-15,00
-4	-0,99	-0,26	0,00	0,14	0,07	0,07	0,02	-14,14
-3	-0,55	-0,14	0,01	0,13	0,06	0,07	0,02	-7,86
-2	-0,26	-0,07	0	0,11	0,05	0,06	0,02	-4,33
-1	0,03	0,01	0,34	0,10	0,04	0,06	0,02	0,50
0	0,21	0,06	0,06	0,09	0,04	0,05	0,01	4,20
1	0,50	0,13	0,03	0,07	0,04	0,03	0,01	16,67
2	0,75	0,20	0,02	0,07	0,04	0,03	0,01	25,00
3	1,16	0,30	0,02	0,08	0,04	0,04	0,01	29,00
4	1,49	0,39	0,01	0,10	0,05	0,05	0,01	29,80
5	1,79	0,47	0,01	0,11	0,05	0,06	0,02	29,83
6	2,13	0,56	0,01	0,12	0,06	0,06	0,02	35,50
7	2,40	0,63	0,01	0,14	0,06	0,08	0,02	30,00
8	2,74	0,72	0,01	0,16	0,07	0,09	0,02	30,44
9	2,96	0,78	0,01	0,18	0,08	0,10	0,03	29,60
10	3,17	0,83	0,01	0,21	0,09	0,12	0,03	26,42
11	3,40	0,89	0,01	0,24	0,10	0,14	0,04	24,29
12	3,60	0,94	0,01	0,27	0,11	0,16	0,04	22,50
13	3,80	1,00	0,01	0,31	0,13	0,18	0,05	21,11
14	2,84	0,74	0,01	0,36	0,15	0,21	0,06	13,52

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con succión a 4.12 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16,3	1,220	1,481E-05		1,807E-05	15,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,34	-0,25	0,02	0,11	0,04	0,07	0,05	-4,86
-5	-0,25	-0,18	0,03	0,09	0,03	0,06	0,04	-4,17
-4	-0,15	-0,11	0,05	0,07	0,03	0,04	0,03	-3,75
-3	-0,06	-0,04	0,15	0,06	0,03	0,03	0,02	-2,00
-2	0,03	0,02	0	0,05	0,02	0,03	0,02	1,00
-1	0,2	0,15	0,06	0,04	0,02	0,02	0,01	10,00
0	0,33	0,24	0,04	0,04	0,02	0,02	0,01	16,50
1	0,40	0,29	0,04	0,04	0,02	0,02	0,01	20,00
2	0,48	0,35	0,03	0,04	0,02	0,02	0,01	24,00
3	0,56	0,41	0,03	0,04	0,02	0,02	0,01	28,00
4	0,62	0,45	0,03	0,04	0,02	0,02	0,01	31,00
5	0,69	0,50	0,03	0,04	0,03	0,01	0,01	69,00
6	0,75	0,54	0,03	0,04	0,03	0,01	0,01	75,00
7	0,82	0,60	0,03	0,05	0,03	0,02	0,01	41,00
8	0,89	0,65	0,02	0,06	0,03	0,03	0,02	29,67
9	0,97	0,70	0,02	0,07	0,04	0,03	0,02	32,33
10	1,05	0,76	0,02	0,08	0,04	0,04	0,03	26,25
11	1,11	0,81	0,02	0,09	0,04	0,05	0,04	22,20
12	1,19	0,86	0,02	0,1	0,05	0,05	0,04	23,80
13	1,26	0,92	0,02	0,12	0,05	0,07	0,05	18,00
14	1,32	0,96	0,02	0,13	0,06	0,07	0,05	18,86
15	1,40	1,02	0,02	0,15	0,06	0,09	0,07	15,56
16	1,46	1,06	0,02	0,17	0,07	0,10	0,07	14,60
17	1,53	1,11	0,02	0,19	0,08	0,11	0,08	13,91
18	1,40	1,02	0,02	0,23	0,09	0,14	0,10	10,00

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con succión a 4.12 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16,3	1,220	1,481E-05		1,807E-05	20,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,71	-0,29	0,00	0,12	0,05	0,07	0,029	-10,14
-5	-0,53	-0,22	0,01	0,1	0,04	0,06	0,025	-8,83
-4	-0,35	-0,14	0,02	0,08	0,04	0,04	0,016	-8,75
-3	-0,12	-0,05	0,07	0,07	0,04	0,03	0,012	-4,00
-2	0,14	0,06	0	0,06	0,03	0,03	0,012	4,67
-1	0,36	0,15	0,04	0,05	0,03	0,02	0,008	18,00
0	0,67	0,27	0,02	0,04	0,03	0,01	0,004	67,00
1	0,88	0,36	0,02	0,05	0,03	0,02	0,008	44,00
2	1,07	0,44	0,02	0,05	0,03	0,02	0,008	53,50
3	1,26	0,51	0,02	0,05	0,03	0,02	0,008	63,00
4	1,45	0,59	0,02	0,05	0,03	0,02	0,008	72,50
5	1,62	0,66	0,02	0,05	0,03	0,02	0,008	81,00
6	1,79	0,73	0,02	0,06	0,04	0,02	0,008	89,50
7	1,96	0,80	0,02	0,06	0,04	0,02	0,008	98,00
8	2,11	0,86	0,01	0,07	0,04	0,03	0,012	70,33
9	2,28	0,93	0,01	0,08	0,04	0,04	0,016	57,00
10	2,42	0,99	0,01	0,08	0,05	0,03	0,012	80,67
11	2,58	1,05	0,01	0,09	0,05	0,04	0,016	64,50
12	2,71	1,11	0,01	0,1	0,06	0,04	0,016	67,75
13	2,82	1,15	0,01	0,11	0,06	0,05	0,020	56,40
14	2,93	1,20	0,01	0,12	0,07	0,05	0,020	58,60
15	3,04	1,24	0,01	0,13	0,07	0,06	0,025	50,67
16	3,14	1,28	0,01	0,15	0,08	0,07	0,029	44,86
17	3,24	1,32	0,01	0,17	0,09	0,08	0,033	40,50
18	2,96	1,21	0,01	0,21	0,11	0,10	0,041	29,60

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con succión a 4.12 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16,3	1,220	1,481E-05		1,81E-05	25,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-2	-0,52	0,00	0,12	0,07	0,05	0,01	-40,00
-5	-1,263	-0,33	0,00	0,11	0,06	0,05	0,01	-25,26
-4	-0,6	-0,16	0,01	0,09	0,05	0,04	0,01	-15,00
-3	0	0,00	0,00	0,08	0,05	0,03	0,01	0,00
-2	0,58	0,15	0	0,08	0,04	0,04	0,01	14,50
-1	1,15	0,30	0,02	0,07	0,04	0,03	0,01	38,33
0	1,52	0,40	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	50,67
1	1,82	0,48	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	60,67
2	2,15	0,56	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	71,67
3	2,47	0,65	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	82,33
4	2,79	0,73	0,01	0,08	0,05	0,03	0,01	93,00
5	3,08	0,81	0,01	0,08	0,05	0,03	0,01	102,67
6	3,39	0,89	0,01	0,09	0,05	0,04	0,01	84,75
7	3,7	0,97	0,01	0,09	0,05	0,04	0,01	92,50
8	4	1,05	0,01	0,1	0,06	0,04	0,01	100,00
9	4,24	1,11	0,01	0,11	0,06	0,05	0,01	84,80
10	4,52	1,18	0,01	0,12	0,06	0,06	0,02	75,33
11	4,79	1,25	0,01	0,13	0,07	0,06	0,02	79,83
12	4,99	1,31	0,01	0,14	0,07	0,07	0,02	71,29
13	5,22	1,37	0,01	0,15	0,08	0,07	0,02	74,57
14	5,42	1,42	0,01	0,16	0,09	0,07	0,02	77,43
15	5,64	1,48	0,01	0,18	0,09	0,09	0,02	62,67
16	5,91	1,55	0,01	0,2	0,10	0,10	0,03	59,10
17	6,03	1,58	0,01	0,22	0,11	0,11	0,03	54,82
18	6,19	1,62	0,01	0,24	0,12	0,12	0,03	51,58
19	4,19	1,10	0,01	0,3		0,30	0,08	13,97

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con succión a 6.18 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16,3	1,220	1,481E-05		1,807E-05	15,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,31	-0,23	0,02	0,1	0,04	0,06	0,04	-5,17
-5	-0,21	-0,15	0,03	0,08	0,03	0,05	0,04	-4,20
-4	-0,08	-0,06	0,11	0,06	0,03	0,03	0,02	-2,67
-3	0	0,00	0,00	0,05	0,03	0,02	0,01	0,00
-2	0,1	0,07	0	0,03	0,02	0,01	0,01	10,00
-1	0,25	0,18	0,05	0,03	0,02	0,01	0,01	25,00
0	0,35	0,25	0,04	0,03	0,02	0,01	0,01	35,00
1	0,43	0,31	0,04	0,03	0,02	0,01	0,01	43,00
2	0,5	0,36	0,03	0,03	0,02	0,01	0,01	50,00
3	0,58	0,42	0,03	0,03	0,02	0,01	0,01	58,00
4	0,64	0,47	0,03	0,03	0,02	0,01	0,01	64,00
5	0,71	0,52	0,03	0,04	0,03	0,01	0,01	71,00
6	0,77	0,56	0,03	0,05	0,03	0,02	0,01	38,50
7	0,85	0,62	0,03	0,05	0,03	0,02	0,01	42,50
8	0,93	0,68	0,02	0,06	0,03	0,03	0,02	31,00
9	1	0,73	0,02	0,07	0,04	0,03	0,02	33,33
10	1,08	0,78	0,02	0,07	0,04	0,03	0,02	36,00
11	1,16	0,84	0,02	0,07	0,04	0,03	0,02	38,67
12	1,23	0,89	0,02	0,08	0,05	0,03	0,02	41,00
13	1,31	0,95	0,02	0,11	0,05	0,06	0,04	21,83
14	1,38	1,00	0,02	0,12	0,06	0,06	0,04	23,00
15	1,46	1,06	0,02	0,14	0,06	0,08	0,06	18,25
16	1,53	1,11	0,02	0,16	0,07	0,09	0,07	17,00
17	1,61	1,17	0,02	0,18	0,08	0,10	0,07	16,10
18	1,67	1,21	0,02	0,2	0,08	0,12	0,09	13,92
19	1,49	1,08	0,02	0,21	0,09	0,12	0,09	12,42

Re=1,352E+05

Perfil NACA 23012 con succión a 6.18 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16,3	1,220	1,481E-05		1,807E-05	20,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,72	-0,29	0,00	0,11	0,05	0,06	0,02	-12,00
-5	-0,54	-0,22	0,01	0,09	0,04	0,05	0,02	-10,80
-4	-0,32	-0,13	0,02	0,07	0,04	0,03	0,01	-10,67
-3	-0,10	-0,04	0,09	0,06	0,04	0,02	0,01	-5,00
-2	0,16	0,07	0	0,05	0,03	0,02	0,01	8,00
-1	0,43	0,18	0,03	0,04	0,03	0,01	0,00	43,00
0	0,82	0,34	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	82,00
1	1,02	0,42	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	102,00
2	1,24	0,51	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	124,00
3	1,42	0,58	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	142,00
4	1,59	0,65	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	159,00
5	1,75	0,72	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	175,00
6	1,92	0,78	0,02	0,05	0,04	0,01	0,00	192,00
7	2,06	0,84	0,01	0,05	0,04	0,01	0,00	206,00
8	2,22	0,91	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	74,00
9	2,37	0,97	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	79,00
10	2,53	1,03	0,01	0,08	0,05	0,03	0,01	84,33
11	2,69	1,10	0,01	0,08	0,05	0,03	0,01	89,67
12	2,84	1,16	0,01	0,09	0,06	0,03	0,01	94,67
13	2,95	1,21	0,01	0,10	0,06	0,04	0,02	73,75
14	3,06	1,25	0,01	0,11	0,07	0,04	0,02	76,50
15	3,20	1,31	0,01	0,12	0,07	0,05	0,02	64,00
16	3,34	1,37	0,01	0,14	0,08	0,06	0,02	55,67
17	3,42	1,40	0,01	0,16	0,09	0,07	0,03	48,86
18	3,53	1,44	0,01	0,18	0,10	0,08	0,03	44,13
19	3,09	1,26	0,01	0,20	0,11	0,09	0,04	34,33

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con succión a 6.18 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
16,3	1,220	1,481E-05		1,807E-05	25,0	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,89	-0,49	0,00	0,11	0,07	0,04	0,011	-46,67
-5	-1,20	-0,31	0,00	0,10	0,06	0,04	0,011	-29,70
-4	-0,60	-0,16	0,01	0,08	0,05	0,03	0,008	-20,00
-3	0,08	0,02	0,13	0,07	0,05	0,02	0,005	4,26
-2	0,44	0,12	0	0,07	0,04	0,03	0,008	15,07
-1	1,08	0,28	0,02	0,06	0,04	0,02	0,005	55,38
0	1,42	0,37	0,02	0,06	0,04	0,02	0,005	71,00
1	1,87	0,49	0,01	0,06	0,04	0,02	0,005	95,90
2	2,22	0,58	0,01	0,06	0,04	0,02	0,005	111,00
3	2,55	0,67	0,01	0,06	0,04	0,02	0,005	130,77
4	2,92	0,76	0,01	0,06	0,05	0,01	0,003	283,50
5	3,19	0,83	0,01	0,06	0,05	0,01	0,002	335,79
6	3,50	0,92	0,01	0,07	0,05	0,02	0,005	171,57
7	3,84	1,00	0,01	0,07	0,05	0,02	0,005	192,00
8	4,14	1,08	0,01	0,08	0,06	0,02	0,005	207,00
9	4,34	1,14	0,01	0,09	0,06	0,03	0,008	141,83
10	4,65	1,22	0,01	0,10	0,06	0,04	0,011	115,10
11	4,93	1,29	0,01	0,12	0,07	0,05	0,013	98,60
12	5,14	1,34	0,01	0,13	0,07	0,06	0,016	84,12
13	5,52	1,44	0,01	0,14	0,08	0,06	0,016	90,20
14	5,73	1,50	0,01	0,15	0,09	0,06	0,016	93,47
15	5,92	1,55	0,01	0,17	0,09	0,08	0,021	73,00
16	6,1	1,60	0,01	0,19	0,10	0,09	0,024	65,95
17	6,26	1,64	0,01	0,21	0,11	0,10	0,027	61,37
18	6,44	1,68	0,01	0,23	0,12	0,11	0,029	58,02
19	6,63	1,73	0,01	0,26	0,13	0,13	0,034	50,92
20	5,7	1,49	0,01	0,29		0,29	0,076	19,61

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con Inyección a 20.65 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,8	1,226	1,467E-05		1,799E-05	14,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,32	-0,24	0,02	0,12	0,04	0,08	0,06	-4,00
-5	-0,2	-0,15	0,04	0,11	0,03	0,08	0,06	-2,50
-4	-0,09	-0,07	0,10	0,08	0,03	0,05	0,04	-1,80
-3	-0,02	-0,01	0,49	0,07	0,03	0,04	0,03	-0,50
-2	0,08	0,06	0	0,06	0,02	0,04	0,03	2,00
-1	0,24	0,18	0,06	0,05	0,02	0,03	0,02	8,00
0	0,32	0,24	0,04	0,03	0,02	0,01	0,01	32,00
1	0,4	0,29	0,04	0,04	0,02	0,02	0,01	20,00
2	0,46	0,34	0,04	0,04	0,02	0,02	0,01	23,00
3	0,54	0,40	0,03	0,05	0,02	0,03	0,02	18,00
4	0,61	0,45	0,03	0,05	0,02	0,03	0,02	20,33
5	0,69	0,51	0,03	0,06	0,03	0,03	0,02	23,00
6	0,74	0,55	0,03	0,06	0,03	0,03	0,02	24,67
7	0,82	0,60	0,03	0,07	0,03	0,04	0,03	20,50
8	0,9	0,66	0,02	0,07	0,03	0,04	0,03	22,50
9	0,96	0,71	0,02	0,08	0,04	0,04	0,03	24,00
10	1,04	0,77	0,02	0,08	0,04	0,04	0,03	26,00
11	1,1	0,81	0,02	0,09	0,04	0,05	0,04	22,00
12	1,18	0,87	0,02	0,10	0,05	0,05	0,04	23,60
13	1,25	0,92	0,02	0,11	0,05	0,06	0,04	20,83
14	1,32	0,97	0,02	0,13	0,06	0,07	0,05	18,86
15	1,4	1,03	0,02	0,15	0,06	0,09	0,07	15,56
16	1,46	1,08	0,02	0,16	0,07	0,09	0,07	16,22
17	1,53	1,13	0,02	0,18	0,08	0,10	0,07	15,30
18	1,57	1,16	0,02	0,20	0,08	0,12	0,09	13,08
19	1,59	1,17	0,02	0,21	0,09	0,12	0,09	13,25
20	1,35	0,99	0,99	0,27	0,09	0,18	0,13	7,50

Re= 1,352E+05

Perfil NACA 23012 con Inyección a 20.65 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,8	1,226	1,467E-05		1,799E-05	19,8	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,7	-0,29	0,00	0,12	0,05	0,07	0,03	-10,00
-5	-0,52	-0,22	0,01	0,11	0,04	0,07	0,03	-7,43
-4	-0,28	-0,12	0,03	0,08	0,04	0,04	0,02	-7,00
-3	-0,1	-0,04	0,09	0,07	0,04	0,03	0,01	-3,33
-2	0,2	0,08	0	0,06	0,03	0,03	0,01	6,67
-1	0,48	0,20	0,03	0,05	0,03	0,02	0,01	24,00
0	0,75	0,31	0,02	0,05	0,03	0,02	0,01	37,50
1	0,96	0,40	0,02	0,05	0,03	0,02	0,01	48,00
2	1,15	0,48	0,02	0,05	0,03	0,02	0,01	57,50
3	1,35	0,56	0,02	0,05	0,03	0,02	0,01	67,50
4	1,52	0,63	0,02	0,06	0,03	0,03	0,01	50,67
5	1,70	0,70	0,02	0,06	0,03	0,03	0,01	56,67
6	1,86	0,77	0,02	0,07	0,04	0,03	0,01	62,00
7	2,02	0,84	0,02	0,07	0,04	0,03	0,01	67,33
8	2,15	0,89	0,01	0,08	0,04	0,04	0,02	53,75
9	2,30	0,95	0,01	0,08	0,04	0,04	0,02	57,50
10	2,46	1,02	0,01	0,09	0,05	0,04	0,02	61,50
11	2,61	1,08	0,01	0,10	0,05	0,05	0,02	52,20
12	2,73	1,13	0,01	0,11	0,06	0,05	0,02	54,60
13	2,85	1,18	0,01	0,12	0,06	0,06	0,02	47,50
14	2,95	1,22	0,01	0,14	0,07	0,07	0,03	42,14
15	3,06	1,27	0,01	0,15	0,07	0,08	0,03	38,25
16	3,19	1,32	0,01	0,17	0,08	0,09	0,04	35,44
17	3,32	1,38	0,01	0,19	0,09	0,10	0,04	33,20
18	3,41	1,41	0,01	0,21	0,10	0,11	0,05	31,00
19	3,49	1,45	0,01	0,23	0,11	0,12	0,05	29,08
20	2,60	1,08	1,08	0,29	0,12	0,17	0,07	15,29

Re=1,690E+05

Perfil NACA 23012 con Inyección a 20.65 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,8	1,226	1,467E-05		1,799E-05	24,8	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,89	-0,50	0,00	0,15	0,07	0,08	0,02	-23,63
-5	-1,20	-0,32	0,00	0,13	0,06	0,07	0,02	-17,14
-4	-0,60	-0,16	0,01	0,11	0,05	0,06	0,02	-10,00
-3	0,15	0,04	0,07	0,10	0,05	0,05	0,01	3,00
-2	0,60	0,16	0	0,08	0,04	0,04	0,01	15,00
-1	1,20	0,32	0,02	0,08	0,04	0,04	0,01	30,00
0	1,60	0,42	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	53,17
1	2,01	0,53	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	66,97
2	2,40	0,64	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	80,00
3	2,72	0,72	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	90,67
4	3,02	0,80	0,01	0,08	0,05	0,03	0,01	100,80
5	3,34	0,89	0,01	0,08	0,05	0,03	0,01	111,30
6	3,67	0,97	0,01	0,09	0,05	0,04	0,01	91,85
7	3,97	1,05	0,01	0,10	0,05	0,05	0,01	79,40
8	4,33	1,15	0,01	0,11	0,06	0,05	0,01	86,68
9	4,55	1,21	0,01	0,12	0,06	0,06	0,02	75,85
10	4,78	1,27	0,01	0,13	0,06	0,07	0,02	68,26
11	5,08	1,35	0,01	0,14	0,07	0,07	0,02	72,57
12	5,36	1,42	0,01	0,15	0,07	0,08	0,02	67,00
13	5,61	1,49	0,01	0,16	0,08	0,08	0,02	70,06
14	5,8	1,54	0,01	0,18	0,09	0,09	0,02	64,44
15	6,01	1,59	0,01	0,19	0,09	0,10	0,03	60,10
16	6,18	1,64	0,01	0,22	0,10	0,12	0,03	51,50
17	6,4	1,70	0,01	0,24	0,11	0,13	0,03	49,23
18	6,55	1,74	0,01	0,26	0,12	0,14	0,04	46,79
19	6,76	1,79	0,01	0,29	0,13	0,16	0,04	42,25
20	3,90	1,03	1,03	0,36	0,15	0,21	0,06	18,57

Re=1,014E+05

Perfil NACA 23012 con inyección a 27.16 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,8	1,226	1,467E-05		1,799E-05	14,9	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,30	-0,22	0,02	0,1	0,04	0,06	0,04	-5,00
-5	-0,26	-0,19	0,03	0,07	0,03	0,04	0,03	-6,50
-4	-0,05	-0,04	0,19	0,06	0,03	0,03	0,02	-1,67
-3	0,06	0,04	0,18	0,05	0,03	0,02	0,01	3,00
-2	0,16	0,12	0	0,04	0,02	0,02	0,01	8,00
-1	0,32	0,24	0,04	0,03	0,02	0,01	0,01	32,00
0	0,38	0,28	0,04	0,03	0,02	0,01	0,01	38,00
1	0,42	0,31	0,04	0,03	0,02	0,01	0,01	42,00
2	0,50	0,37	0,03	0,03	0,02	0,01	0,01	50,00
3	0,58	0,43	0,03	0,04	0,02	0,02	0,01	29,00
4	0,66	0,49	0,03	0,04	0,02	0,02	0,01	33,00
5	0,75	0,55	0,03	0,05	0,03	0,02	0,01	37,50
6	0,80	0,59	0,03	0,05	0,03	0,02	0,01	40,00
7	0,88	0,65	0,02	0,06	0,03	0,03	0,02	29,33
8	0,93	0,69	0,02	0,07	0,03	0,04	0,03	23,25
9	1,00	0,74	0,02	0,08	0,04	0,04	0,03	25,00
10	1,10	0,81	0,02	0,08	0,04	0,04	0,03	27,50
11	1,18	0,87	0,02	0,09	0,04	0,05	0,04	23,60
12	1,23	0,91	0,02	0,10	0,05	0,05	0,04	24,60
13	1,30	0,96	0,02	0,13	0,05	0,08	0,06	16,25
14	1,38	1,02	0,02	0,14	0,06	0,08	0,06	17,25
15	1,47	1,08	0,02	0,15	0,06	0,09	0,07	16,33
16	1,54	1,13	0,02	0,16	0,07	0,09	0,07	17,11
17	1,64	1,21	0,02	0,19	0,08	0,11	0,08	14,91
18	1,70	1,25	0,02	0,21	0,08	0,13	0,10	13,08
19	1,74	1,28	0,02	0,23	0,09	0,14	0,10	12,43
20	1,80	1,33	0,02	0,26	0,09	0,17	0,13	10,59
21	1,82	1,34	0,02	0,30	0,09	0,21	0,15	8,67

	22	1,38	1,02	0,02	0,36	0,1	0,26	0,19	5,31
--	----	------	------	------	------	-----	------	------	------

Perfil NACA 23012 con inyección a 27.16 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,8	1,226	1,467E-05		1,799E-05	19,8	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-0,65	-0,27	0,01	0,11	0,05	0,06	0,02	-10,83
-5	-0,42	-0,17	0,01	0,10	0,04	0,06	0,02	-7,00
-4	-0,22	-0,09	0,04	0,07	0,04	0,03	0,01	-7,33
-3	-0,03	-0,01	0,32	0,06	0,04	0,02	0,01	-1,50
-2	0,32	0,13	0	0,05	0,03	0,02	0,01	16,00
-1	0,66	0,27	0,03	0,04	0,03	0,01	0,00	66,00
0	0,92	0,38	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	92,00
1	1,16	0,48	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	116,00
2	1,35	0,56	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	135,00
3	1,55	0,64	0,02	0,04	0,03	0,01	0,00	155,00
4	1,70	0,70	0,02	0,05	0,03	0,02	0,01	85,00
5	1,90	0,79	0,02	0,05	0,03	0,02	0,01	95,00
6	2,08	0,86	0,01	0,06	0,04	0,02	0,01	104,00
7	2,22	0,92	0,01	0,06	0,04	0,02	0,01	111,00
8	2,40	0,99	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	80,00
9	2,56	1,06	0,01	0,07	0,04	0,03	0,01	85,33
10	2,70	1,12	0,01	0,08	0,05	0,03	0,01	90,00
11	2,86	1,19	0,01	0,09	0,05	0,04	0,02	71,50
12	2,98	1,23	0,01	0,10	0,06	0,04	0,02	74,50
13	3,12	1,29	0,01	0,11	0,06	0,05	0,02	62,40
14	3,22	1,33	0,01	0,13	0,07	0,06	0,02	53,67
15	3,35	1,39	0,01	0,14	0,07	0,07	0,03	47,86
16	3,48	1,44	0,01	0,16	0,08	0,08	0,03	43,50
17	3,55	1,47	0,01	0,18	0,09	0,09	0,04	39,44
18	3,63	1,50	0,01	0,20	0,10	0,10	0,04	36,30
19	3,69	1,53	0,01	0,22	0,11	0,11	0,05	33,55
20	3,74	1,55	0,01	0,25	0,12	0,13	0,05	28,77

Re=1,352E+05

	21	2,92	1,21	0,01	0,34	0,13	0,21	0,09	13,90
--	----	------	------	------	------	------	------	------	-------

Perfil NACA 23012 con inyección a 27.16 m/s								
Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s		Viscosidad Dinámica (μ)	Velocidad m/s	Cuerda m		Área m ²
14,8	1,226	1,467E-05		1,799E-05	24,8	0,1		0,01
ANGULO (°)	Fuerza de Sustentación (Newtons)	Cl	Margen de error del Cl (Incertidumbre) + o -	Resistencia al Avance Medido (Newtons)	Resistencia al Avance Por Accesorios (Newtons)	Resistencia al Avance Corregido (Newtons)	Cd	Cl / Cd
-6	-1,41	-0,37	0,00	0,14	0,07	0,07	0,02	-20,07
-5	-1,05	-0,28	0,00	0,12	0,06	0,06	0,02	-17,64
-4	-0,41	-0,11	0,02	0,10	0,05	0,05	0,01	-8,10
-3	0,28	0,07	0,04	0,09	0,05	0,04	0,01	7,18
-2	0,79	0,21	0	0,07	0,04	0,03	0,01	27,33
-1	1,33	0,35	0,02	0,07	0,04	0,03	0,01	44,90
0	1,80	0,48	0,01	0,06	0,04	0,02	0,01	92,31
1	2,20	0,58	0,01	0,06	0,04	0,02	0,01	112,82
2	2,55	0,68	0,01	0,06	0,04	0,02	0,01	127,50
3	2,90	0,77	0,01	0,06	0,04	0,02	0,00	155,08
4	3,16	0,84	0,01	0,07	0,05	0,02	0,01	154,90
5	3,47	0,92	0,01	0,07	0,05	0,02	0,01	170,10
6	3,83	1,02	0,01	0,08	0,05	0,03	0,01	128,96
7	4,12	1,09	0,01	0,09	0,05	0,04	0,01	101,48
8	4,47	1,19	0,01	0,10	0,06	0,04	0,01	111,75
9	4,69	1,24	0,01	0,10	0,06	0,04	0,01	117,25
10	4,91	1,30	0,01	0,11	0,06	0,05	0,01	98,99
11	5,17	1,37	0,01	0,12	0,07	0,05	0,01	103,40
12	5,47	1,45	0,01	0,14	0,07	0,07	0,02	78,71
13	5,70	1,51	0,01	0,15	0,08	0,07	0,02	80,51
14	5,99	1,59	0,01	0,17	0,09	0,08	0,02	75,73
15	6,22	1,65	0,01	0,18	0,09	0,09	0,02	68,23
16	6,44	1,71	0,01	0,21	0,10	0,11	0,03	58,81
17	6,71	1,78	0,01	0,23	0,11	0,12	0,03	55,91
18	6,95	1,84	0,01	0,25	0,12	0,13	0,03	53,31
19	7,15	1,90	0,01	0,28	0,13	0,15	0,04	47,12
20	7,20	1,91	0,01	0,31	0,14	0,17	0,05	42,35

Re= 1,690E+05

	21	4,58	1,21	0,01	0,35	0,15	0,2	0,05	22,90
--	----	------	------	------	------	------	-----	------	-------

Perfil NACA 23012 sin modificaciones											
Re = 1,014E+05											
Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m	Área m ²	
17,5		1,215		1,490E-05			15,1		0,1	0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	4%	12%	20%	25%	40%	60%	70%	80%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-147	-172	-157	-137	-123	-110	-103	-98	0
	Cp	0,00	-1,06	-1,24	-1,13	-0,99	-0,89	-0,79	-0,74	-0,71	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-157	-176	-172	-147	-137	-123	-118	-113	0
	Cp	0,00	-1,13	-1,27	-1,24	-1,06	-0,99	-0,89	-0,85	-0,81	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-196	-206	-177	-157	-137	-127	-123	-113	0
	Cp	0,00	-1,41	-1,49	-1,28	-1,13	-0,99	-0,92	-0,89	-0,81	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-226	-206	-186	-167	-157	-127	-118	-113	0
	Cp	0,00	-1,63	-1,49	-1,34	-1,20	-1,13	-0,92	-0,85	-0,81	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-245	-216	-186	-177	-142	-127	-118	-108	0
	Cp	0,00	-1,77	-1,56	-1,34	-1,28	-1,02	-0,92	-0,85	-0,78	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-270	-226	-206	-196	-147	-120	-110	-108	0
	Cp	0,00	-1,95	-1,63	-1,49	-1,41	-1,06	-0,87	-0,79	-0,78	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-294	-235	-221	-177	-152	-127	-117	-108	0
	Cp	0,00	-2,12	-1,69	-1,59	-1,28	-1,10	-0,92	-0,84	-0,78	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)						ME = Margen de error o incertidumbre					

Perfil NACA 23012 sin modificaciones

Re = 1,352E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m	Área m ²	
17,5		1,215		1,490E-05			20,1		0,1	0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	4%	12%	20%	25%	40%	60%	70%	80%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-275	-304	-294	-255	-235	-216	-206	-196	0
	Cp	0,00	-1,12	-1,23	-1,19	-1,03	-0,95	-0,88	-0,84	-0,79	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-304	-324	-294	-265	-245	-226	-206	-196	0
	Cp	0,00	-1,23	-1,31	-1,19	-1,07	-0,99	-0,92	-0,84	-0,79	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-353	-343	-314	-275	-245	-226	-206	-186	0
	Cp	0,00	-1,43	-1,39	-1,27	-1,12	-0,99	-0,92	-0,84	-0,75	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-431	-382	-333	-314	-265	-226	-216	-196	0
	Cp	0,00	-1,75	-1,55	-1,35	-1,27	-1,07	-0,92	-0,88	-0,79	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-451	-382	-353	-324	-255	-235	-216	-206	0
	Cp	0,00	-1,83	-1,55	-1,43	-1,31	-1,03	-0,95	-0,88	-0,84	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-481	-402	-353	-343	-255	-235	-216	-206	0
	Cp	0,00	-1,95	-1,63	-1,43	-1,39	-1,03	-0,95	-0,88	-0,84	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-530	-431	-402	-304	-265	-226	-216	-206	0
	Cp	0,00	-2,15	-1,75	-1,63	-1,23	-1,07	-0,92	-0,88	-0,84	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 sin modificaciones

Re = 1,690E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m	Área m ²	
17,5		1,215		1,490E-05			25,2		0,1	0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	4%	12%	20%	25%	40%	60%	70%	80%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-451	-460	-441	-422	-397	-343	-297	-150	0
	Cp	0,00	-1,17	-1,19	-1,14	-1,10	-1,03	-0,89	-0,77	-0,39	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-520	-549	-481	-441	-412	-358	-298	-150	0
	Cp	0,00	-1,35	-1,42	-1,25	-1,14	-1,07	-0,93	-0,77	-0,39	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-579	-569	-490	-456	-417	-353	-348	-150	0
	Cp	0,00	-1,50	-1,48	-1,27	-1,18	-1,08	-0,92	-0,90	-0,39	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-647	-598	-510	-471	-412	-353	-348	-150	0
	Cp	0,00	-1,68	-1,55	-1,32	-1,22	-1,07	-0,92	-0,90	-0,39	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-706	-618	-530	-510	-412	-353	-343	-150	0
	Cp	0,00	-1,83	-1,60	-1,38	-1,32	-1,07	-0,92	-0,89	-0,39	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-785	-647	-579	-471	-431	-353	-343	-120	0
	Cp	0,00	-2,04	-1,68	-1,50	-1,22	-1,12	-0,92	-0,89	-0,31	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-863	-686	-608	-490	-431	-353	-343	-120	0
	Cp	0,00	-2,24	-1,78	-1,58	-1,27	-1,12	-0,92	-0,89	-0,31	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con generadores de vórtice h = 1.1 mm y e = 2 mm

Re = 1,01E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²		
17		1,217		1,486E-05			15,1		0,1		0,01		
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	5%	15%	25%	32%	40%	47%	54%	60%	68%	78%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-147	-172	-163	-156	-153	-145	-132	-122	-98	-64	0
	C _p	0,00	-1,06	-1,24	-1,18	-1,13	-1,11	-1,05	-0,95	-0,88	-0,71	-0,46	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-157	-176	-172	-161	-156	-150	-140	-128	-118	-94	0
	C _p	0,00	-1,14	-1,27	-1,24	-1,16	-1,13	-1,08	-1,01	-0,92	-0,85	-0,68	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-196	-206	-183	-177	-168	-167	-155	-137	-118	-98	0
	C _p	0,00	-1,42	-1,49	-1,32	-1,28	-1,22	-1,21	-1,12	-0,99	-0,85	-0,71	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-226	-206	-198	-192	-186	-176	-162	-127	-97	-69	0
	C _p	0,00	-1,63	-1,49	-1,43	-1,39	-1,34	-1,27	-1,17	-0,92	-0,70	-0,50	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-245	-216	-202	-197	-193	-186	-153	-137	-124	-94	0
	C _p	0,00	-1,77	-1,56	-1,46	-1,42	-1,39	-1,35	-1,11	-0,99	-0,90	-0,68	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-270	-226	-215	-210	-197	-175	-154	-130	-114	-92	0
	C _p	0,00	-1,95	-1,63	-1,56	-1,52	-1,42	-1,26	-1,11	-0,94	-0,82	-0,67	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-294	-235	-221	-219	-211	-193	-164	-138	-117	-91	0
	C _p	0,00	-2,13	-1,70	-1,60	-1,58	-1,52	-1,39	-1,19	-1,00	-0,84	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con generadores de vórtice h = 1.1 mm y e = 2 mm

Re = 1,35E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²		
17		1,217		1,486E-05			20,1		0,1		0,01		
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	5%	15%	25%	32%	40%	47%	54%	60%	68%	78%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-290	-319	-312	-306	-299	-286	-260	-223	-166	-100	0
	C _p	0,00	-1,18	-1,30	-1,27	-1,25	-1,22	-1,16	-1,06	-0,91	-0,68	-0,41	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0	
2°	Pe (Pa)	0	-304	-324	-294	-285	-272	-268	-260	-252	-224	-189	0
	C _p	0,00	-1,24	-1,32	-1,20	-1,16	-1,11	-1,09	-1,06	-1,02	-0,91	-0,77	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0	
4°	Pe (Pa)	0	-353	-343	-330	-321	-305	-290	-278	-255	-223	-163	0
	C _p	0,00	-1,44	-1,40	-1,34	-1,30	-1,24	-1,18	-1,13	-1,04	-0,91	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0	
6°	Pe (Pa)	0	-431	-382	-374	-368	-355	-330	-300	-264	-231	-210	0
	C _p	0,00	-1,75	-1,55	-1,52	-1,50	-1,44	-1,34	-1,22	-1,07	-0,94	-0,85	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0	
8°	Pe (Pa)	0	-451	-382	-369	-359	-346	-333	-318	-290	-272	-225	0
	C _p	0,00	-1,83	-1,55	-1,50	-1,46	-1,41	-1,35	-1,29	-1,18	-1,11	-0,92	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0	
10°	Pe (Pa)	0	-481	-437	-411	-394	-382	-371	-357	-335	-312	-199	0
	C _p	0,00	-1,96	-1,78	-1,67	-1,60	-1,55	-1,51	-1,45	-1,36	-1,27	-0,81	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0	
12°	Pe (Pa)	0	-530	-431	-424	-412	-412	-399	-373	-330	-278	-214	0
	C _p	0,00	-2,16	-1,75	-1,73	-1,68	-1,68	-1,62	-1,52	-1,34	-1,13	-0,87	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0	

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con generadores de vórtice h = 1.1 mm y e = 2 mm

Re = 1,690E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²		
17		1,217		1,486E-05			25,1		0,1		0,01		
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	5%	15%	25%	32%	40%	47%	54%	60%	68%	78%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-450	-431	-398	-378	-365	-343	-325	-296	-244	-131	0
	C _p	0,00	-1,17	-1,12	-1,04	-0,98	-0,95	-0,89	-0,85	-0,77	-0,64	-0,34	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-520	-549	-546	-532	-514	-477	-401	-330	-244	-100	0
	C _p	0,00	-1,35	-1,43	-1,42	-1,39	-1,34	-1,24	-1,04	-0,86	-0,63	-0,26	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-579	-586	-562	-542	-499	-458	-407	-344	-193	-100	0
	C _p	0,00	-1,51	-1,53	-1,46	-1,41	-1,30	-1,19	-1,06	-0,90	-0,50	-0,26	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-647	-606	-612	-605	-581	-558	-526	-403	-299	-128	0
	C _p	0,00	-1,68	-1,58	-1,59	-1,58	-1,51	-1,45	-1,37	-1,05	-0,78	-0,33	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-706	-618	-601	-590	-559	-516	-471	-409	-369	-224	0
	C _p	0,00	-1,84	-1,61	-1,57	-1,54	-1,45	-1,34	-1,23	-1,07	-0,96	-0,58	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-785	-647	-617	-609	-600	-564	-507	-442	-371	-268	0
	C _p	0,00	-2,04	-1,68	-1,61	-1,59	-1,56	-1,47	-1,32	-1,15	-0,97	-0,70	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-863	-716	-652	-632	-618	-539	-399	-312	-235	-139	0
	C _p	0,00	-2,25	-1,86	-1,70	-1,65	-1,61	-1,40	-1,04	-0,81	-0,61	-0,36	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con generadores de vórtice h = 2 mm y e = 5 mm

Re = 1,01E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²		
17		1,217		1,486E-05			15,1		0,1		0,01		
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	5%	15%	25%	32%	40%	47%	54%	60%	68%	78%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-98	-98	-90	-88	-83	-78	-74	-69	-59	-29	0
	C _p	0,00	-0,71	-0,65	-0,64	-0,60	-0,56	-0,54	-0,54	-0,50	-0,43	-0,21	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-118	-100	-93	-88	-88	-83	-78	-75	-69	-59	0
	C _p	0,00	-0,85	-0,72	-0,67	-0,64	-0,64	-0,60	-0,56	-0,54	-0,50	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-137	-120	-98	-108	-88	-83	-78	-75	-69	-59	0
	C _p	0,00	-0,99	-0,87	-0,71	-0,78	-0,64	-0,60	-0,56	-0,54	-0,50	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-186	-140	-113	-118	-88	-83	-78	-73	-69	-59	0
	C _p	0,00	-1,35	-1,01	-0,82	-0,85	-0,64	-0,60	-0,56	-0,53	-0,50	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-206	-180	-118	-98	-93	-93	-83	-75	-69	-59	0
	C _p	0,00	-1,49	-1,30	-0,85	-0,71	-0,67	-0,67	-0,60	-0,54	-0,50	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-235	-150	-113	-108	-98	-93	-83	-74	-69	-59	0
	C _p	0,00	-1,70	-1,08	-0,82	-0,78	-0,71	-0,67	-0,60	-0,54	-0,50	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-245	-150	-118	-113	-103	-93	-83	-74	-69	-59	0
	C _p	0,00	-1,77	-1,08	-0,85	-0,82	-0,75	-0,67	-0,60	-0,54	-0,50	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con generadores de vórtice h = 2 mm y e = 5 mm													
Re = 1,35E+05													
Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²		
17		1,217		1,486E-05			20,1		0,1		0,01		
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	5%	15%	25%	32%	40%	47%	54%	60%	68%	78%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-235	-210	-206	-216	-206	-196	-186	-180	-177	-157	0
	C _p	0,00	-0,96	-0,84	-0,88	-0,84	-0,80	-0,76	-0,76	-0,73	-0,72	-0,64	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-275	-250	-216	-221	-206	-201	-186	-180	-177	-157	0
	C _p	0,00	-1,12	-1,02	-0,88	-0,90	-0,84	-0,82	-0,76	-0,73	-0,72	-0,64	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-314	-275	-221	-219	-216	-206	-196	-186	-177	-157	0
	C _p	0,00	-1,28	-1,12	-0,90	-0,89	-0,88	-0,84	-0,80	-0,76	-0,72	-0,64	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-363	-286	-226	-220	-216	-211	-191	-185	-181	-157	0
	C _p	0,00	-1,48	-1,16	-0,92	-0,90	-0,88	-0,86	-0,78	-0,75	-0,74	-0,64	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-397	-340	-260	-235	-230	-216	-196	-188	-186	-157	0
	C _p	0,00	-1,62	-1,38	-1,06	-0,96	-0,94	-0,88	-0,80	-0,76	-0,76	-0,64	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-441	-380	-245	-235	-230	-216	-196	-190	-181	-157	0
	C _p	0,00	-1,79	-1,55	-1,00	-0,96	-0,94	-0,88	-0,80	-0,77	-0,74	-0,64	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-481	-390	-254	-255	-235	-216	-196	-190	-186	-167	0
	C _p	0,00	-1,96	-1,59	-1,03	-1,04	-0,96	-0,88	-0,80	-0,77	-0,76	-0,68	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME =Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con generadores de vórtice h = 2 mm y e = 5 mm

Re = 1,690E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²		
17		1,217		1,486E-05			25,1		0,1		0,01		
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	5%	15%	25%	32%	40%	47%	54%	60%	68%	78%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-446	-401	-368	-363	-358	-353	-348	-330	-314	-284	0
	C _p	0,00	-1,16	-1,04	-0,96	-0,95	-0,93	-0,92	-0,91	-0,86	-0,82	-0,74	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-500	-400	-378	-373	-368	-358	-333	-320	-314	-289	0
	C _p	0,00	-1,30	-1,04	-0,98	-0,97	-0,96	-0,93	-0,87	-0,83	-0,82	-0,75	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-564	-500	-397	-378	-373	-368	-333	-326	-319	-289	0
	C _p	0,00	-1,47	-1,30	-1,03	-0,98	-0,97	-0,96	-0,87	-0,85	-0,83	-0,75	0
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-530	-480	-417	-368	-373	-363	-333	-325	-319	-284	0
	C _p	0,00	-1,38	-1,25	-1,09	-0,96	-0,97	-0,95	-0,87	-0,85	-0,83	-0,74	0
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-691	-550	-427	-378	-373	-368	-333	-325	-319	-284	0
	C _p	0,00	-1,80	-1,43	-1,11	-0,98	-0,97	-0,96	-0,87	-0,85	-0,83	-0,74	0
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-755	-620	-431	-412	-392	-378	-338	-326	-319	-284	0
	C _p	0,00	-1,97	-1,61	-1,12	-1,07	-1,02	-0,98	-0,88	-0,85	-0,83	-0,74	0
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-834	-650	-436	-441	-397	-378	-343	-333	-324	-284	0
	C _p	0,00	-2,17	-1,69	-1,14	-1,15	-1,03	-0,98	-0,89	-0,87	-0,84	-0,74	0
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con una Rugosidad de K=16 μm

Re = 1,014E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m	Área m ²	
16		1,221		1,478E-05			15,0		0,1	0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	4%	11%	18%	25%	40%	55%	66%	77%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-200	-196	-186	-167	-157	-157	-137	-90	0
	Cp	0,00	-1,46	-1,43	-1,36	-1,22	-1,14	-1,14	-1,00	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-206	-196	-186	-167	-157	-152	-137	-90	0
	Cp	0,00	-1,50	-1,43	-1,36	-1,22	-1,14	-1,11	-1,00	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-230	-211	-191	-167	-157	-147	-137	-90	0
	Cp	0,00	-1,68	-1,54	-1,39	-1,22	-1,14	-1,07	-1,00	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-250	-216	-196	-186	-157	-147	-137	-70	0
	Cp	0,00	-1,82	-1,57	-1,43	-1,36	-1,14	-1,07	-1,00	-0,51	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-265	-221	-201	-186	-157	-147	-137	-75	0
	Cp	0,00	-1,93	-1,61	-1,46	-1,36	-1,14	-1,07	-1,00	-0,55	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-284	-230	-216	-177	-167	-147	-137	-70	0
	Cp	0,00	-2,07	-1,68	-1,57	-1,29	-1,22	-1,07	-1,00	-0,51	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-304	-240	-216	-181	-167	-157	-137	-70	0
	Cp	0,00	-2,21	-1,75	-1,57	-1,32	-1,22	-1,14	-1,00	-0,51	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con una Rugosidad de K=16 μm

Re = 1,352E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m	Área m ²	
16		1,221		1,478E-05			20,0		0,1	0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	4%	11%	18%	25%	40%	55%	66%	77%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-343	-348	-324	-284	-265	-255	-245	-120	0
	Cp	0,00	-1,41	-1,43	-1,33	-1,16	-1,09	-1,05	-1,00	-0,49	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-279	-363	-373	-284	-265	-265	-235	-110	0
	Cp	0,00	-1,14	-1,49	-1,53	-1,16	-1,09	-1,09	-0,96	-0,45	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-427	-373	-338	-294	-284	-255	-235	-100	0
	Cp	0,00	-1,75	-1,53	-1,39	-1,20	-1,16	-1,05	-0,96	-0,41	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-451	-368	-343	-304	-279	-245	-245	-105	0
	Cp	0,00	-1,85	-1,51	-1,41	-1,25	-1,14	-1,00	-1,00	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-481	-392	-304	-304	-284	-260	-245	-105	0
	Cp	0,00	-1,97	-1,61	-1,25	-1,25	-1,16	-1,07	-1,00	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-520	-402	-363	-304	-289	-260	-245	-105	0
	Cp	0,00	-2,13	-1,65	-1,49	-1,25	-1,18	-1,07	-1,00	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-510	-441	-382	-304	-284	-265	-245	-105	0
	Cp	0,00	-2,09	-1,81	-1,57	-1,25	-1,16	-1,09	-1,00	-0,43	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con una Rugosidad de K=16 µm

Re = 1,690E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m	Área m ²	
16		1,221		1,478E-05			25,0		0,1	0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	4%	11%	18%	25%	40%	55%	66%	77%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-534	-549	-490	-441	-417	-392	-382	-120	0
	Cp	0,00	-1,40	-1,44	-1,29	-1,16	-1,09	-1,03	-1,00	-0,31	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-598	-569	-500	-451	-427	-407	-382	-120	0
	Cp	0,00	-1,57	-1,49	-1,31	-1,18	-1,12	-1,07	-1,00	-0,31	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-652	-588	-520	-456	-431	-392	-382	-125	0
	Cp	0,00	-1,71	-1,54	-1,36	-1,20	-1,13	-1,03	-1,00	-0,33	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-711	-588	-530	-461	-431	-407	-382	-125	0
	Cp	0,00	-1,86	-1,54	-1,39	-1,21	-1,13	-1,07	-1,00	-0,33	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-758	-628	-559	-476	-446	-412	-382	-125	0
	Cp	0,00	-1,99	-1,65	-1,47	-1,25	-1,17	-1,08	-1,00	-0,33	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-853	-647	-583	-481	-451	-412	-382	-125	0
	Cp	0,00	-2,24	-1,70	-1,53	-1,26	-1,18	-1,08	-1,00	-0,33	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-902	-706	-608	-481	-446	-412	-378	-115	0
	Cp	0,00	-2,37	-1,85	-1,59	-1,26	-1,17	-1,08	-0,99	-0,30	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con una Rugosidad de K=104 μm

Re = 1,014E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m	Área m ²	
16		1,221		1,478E-05			15,0		0,1	0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	5%	12%	20%	25%	40%	55%	67%	80%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-205	-161,3	-141,7	-124,5	-107,8	-105,9	-96,9	-90	0
	Cp	0,00	-1,49	-1,18	-1,03	-0,91	-0,79	-0,77	-0,71	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-188,5	-160,3	-144,1	-133,1	-120,7	-114	-106,4	-95	0
	Cp	0,00	-1,37	-1,17	-1,05	-0,97	-0,88	-0,83	-0,78	-0,69	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-214,7	-193,7	-164,6	-146,5	-122,1	-109,3	-103,5	-90	0
	Cp	0,00	-1,56	-1,41	-1,20	-1,07	-0,89	-0,80	-0,75	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-248,5	-220	-183,2	-154,6	-135,7	-117,9	-104,8	-90	0
	Cp	0,00	-1,81	-1,60	-1,33	-1,13	-0,99	-0,86	-0,76	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-261,2	-215,3	-181,5	-166	-129,4	-110	-100	-90	0
	Cp	0,00	-1,90	-1,57	-1,32	-1,21	-0,94	-0,80	-0,73	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-293,2	-221,1	-195	-185,7	-134,9	-116,9	-100	-90	0
	Cp	0,00	-2,14	-1,61	-1,42	-1,35	-0,98	-0,85	-0,73	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-340	-223,7	-187	-159,5	-135,1	-118,3	-106,9	-90	0
	Cp	0,00	-2,48	-1,63	-1,36	-1,16	-0,98	-0,86	-0,78	-0,66	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con una Rugosidad de $K=104 \mu\text{m}$

$Re = 1,352E+05$

Temperatura (°C)		Densidad kg/m^3		Viscosidad Cinemática m^2/s			Velocidad m/s		Cuerda m	Área m^2	
16		1,221		1,478E-05			20,0		0,1	0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	5%	12%	20%	25%	40%	55%	67%	80%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-374	-321	-275	-241	-212	-197	-190	-150	0
	Cp	0,00	-1,53	-1,32	-1,13	-0,99	-0,87	-0,81	-0,78	-0,61	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-335	-314	-283,2	-252,1	-225,8	-211,2	-192,7	-150	0
	Cp	0,00	-1,37	-1,29	-1,16	-1,03	-0,93	-0,87	-0,79	-0,61	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-397	-356	-316	-265	-230	-212	-187	-150	0
	Cp	0,00	-1,63	-1,46	-1,29	-1,09	-0,94	-0,87	-0,77	-0,61	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-416	-367	-315	-290	-240	-210	-187	-120	0
	Cp	0,00	-1,70	-1,50	-1,29	-1,19	-0,98	-0,86	-0,77	-0,49	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-464	-394	-343	-316	-235	-202	-190	-120	0
	Cp	0,00	-1,90	-1,61	-1,41	-1,29	-0,96	-0,83	-0,78	-0,49	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-491	-422	-345	-338	-234	-190	-180	-110	0
	Cp	0,00	-2,01	-1,73	-1,41	-1,39	-0,96	-0,78	-0,74	-0,45	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-548	-407	-333	-267	-201	-155	-118	-120	0
	Cp	0,00	-2,25	-1,67	-1,36	-1,09	-0,82	-0,64	-0,48	-0,49	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con una Rugosidad de K=104 µm

Re = 1,690E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m	Área m ²	
16		1,221		1,478E-05			25,0		0,1	0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	5%	12%	20%	25%	40%	55%	67%	80%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-499	-438	-410	-381	-345	-310	-243	-150	0
	Cp	0,00	-1,31	-1,15	-1,08	-1,00	-0,90	-0,81	-0,64	-0,39	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-573	-534	-430	-385	-333	-298	-236	-130	0
	Cp	0,00	-1,50	-1,40	-1,13	-1,01	-0,87	-0,78	-0,62	-0,34	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-633	-575	-481	-446	-394	-324	-289	-130	0
	Cp	0,00	-1,66	-1,51	-1,26	-1,17	-1,03	-0,85	-0,76	-0,34	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-703	-588	-492	-450	-362	-328	-297	-130	0
	Cp	0,00	-1,84	-1,54	-1,29	-1,18	-0,95	-0,86	-0,78	-0,34	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-765	-638	-489	-453	-368	-315	-293	-150	0
	Cp	0,00	-2,01	-1,67	-1,28	-1,19	-0,97	-0,83	-0,77	-0,39	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-733	-619	-512	-460	-373	-304	-248	-84	0
	Cp	0,00	-1,92	-1,62	-1,34	-1,21	-0,98	-0,80	-0,65	-0,22	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-666	-802	-550	-466	-365	-317	-258	-85	0
	Cp	0,00	-1,75	-2,10	-1,44	-1,22	-0,96	-0,83	-0,68	-0,22	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con Guías de flujo

Re = 1,01E+05

Temperatura (°C)	Densidad kg/m ³	Viscosidad Cinemática m ² /s					Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²			
15,3	1,224	1,472E-05					14,9		0,1		0,01			
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	6%	10%	20%	26%	31%	37%	41%	47%	50%	68%	73%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-174	-193	-188	-183	-180	-177	-174	-172	-170	-161	-157	0
	C _p	0,00	-1,28	-1,42	-1,38	-1,34	-1,32	-1,30	-1,28	-1,26	-1,25	-1,18	-1,15	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-178	-207	-190	-188	-187	-181	-179	-175	-174	-163	-158	0
	C _p	0,00	-1,31	-1,52	-1,39	-1,38	-1,37	-1,33	-1,31	-1,28	-1,28	-1,20	-1,16	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-184	-221	-198	-198	-194	-186	-185	-182	-179	-156	-153	0
	C _p	0,00	-1,35	-1,62	-1,45	-1,45	-1,42	-1,36	-1,36	-1,33	-1,31	-1,14	-1,12	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-185	-232	-208	-203	-202	-196	-186	-176	-175	-161	-155	0
	C _p	0,00	-1,36	-1,70	-1,53	-1,49	-1,48	-1,44	-1,36	-1,29	-1,28	-1,18	-1,14	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-188	-243	-222	-218	-207	-189	-188	-180	-180	-160	-157	0
	C _p	0,00	-1,38	-1,78	-1,63	-1,60	-1,52	-1,39	-1,38	-1,32	-1,32	-1,17	-1,15	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-192	-258	-236	-211	-198	-191	-193	-183	-182	-162	-158	0
	C _p	0,00	-1,41	-1,89	-1,73	-1,55	-1,45	-1,40	-1,42	-1,34	-1,33	-1,19	-1,16	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-195	-284	-220	-220	-209	-198	-198	-187	-183	-164	-160	0
	C _p	0,00	-1,43	-2,08	-1,61	-1,61	-1,53	-1,45	-1,45	-1,37	-1,34	-1,20	-1,17	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con Guías de flujo

Re = 1,35E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²			
15,3		1,224		1,472E-05			19,9		0,1		0,01			
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	6%	10%	20%	26%	31%	37%	41%	47%	50%	68%	73%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-380	-366	-340	-340	-335	-320	-324	-313	-318	-287	-277	0
	C _p	0,00	-1,57	-1,51	-1,40	-1,40	-1,38	-1,32	-1,34	-1,29	-1,31	-1,18	-1,14	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-415	-392	-354	-350	-345	-335	-332	-321	-321	-282	-276	0
	C _p	0,00	-1,71	-1,62	-1,46	-1,44	-1,42	-1,38	-1,37	-1,32	-1,32	-1,16	-1,14	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	
4°	Pe (Pa)	0	-450	-412	-372	-361	-356	-342	-328	-313	-316	-286	-279	0
	C _p	0,00	-1,86	-1,70	-1,53	-1,49	-1,47	-1,41	-1,35	-1,29	-1,30	-1,18	-1,15	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	
6°	Pe (Pa)	0	-482	-434	-398	-378	-358	-336	-343	-322	-320	-288	-281	0
	C _p	0,00	-1,99	-1,79	-1,64	-1,56	-1,48	-1,39	-1,42	-1,33	-1,32	-1,19	-1,16	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	
8°	Pe (Pa)	0	-512	-458	-404	-368	-360	-344	-330	-328	-325	-286	-284	0
	C _p	0,00	-2,11	-1,89	-1,67	-1,52	-1,49	-1,42	-1,36	-1,35	-1,34	-1,18	-1,17	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	
10°	Pe (Pa)	0	-545	-498	-376	-385	-370	-350	-340	-332	-328	-292	-287	0
	C _p	0,00	-2,25	-2,05	-1,55	-1,59	-1,53	-1,44	-1,40	-1,37	-1,35	-1,20	-1,18	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	
12°	Pe (Pa)	0	-582	-525	-399	-402	-382	-360	-359	-336	-333	-294	-290	0
	C _p	0,00	-2,40	-2,17	-1,65	-1,66	-1,58	-1,49	-1,48	-1,39	-1,37	-1,21	-1,20	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con Guías de flujo														
Re = 1,690E+05														
Temperatura (°C)		Densidad kg/m³		Viscosidad Cinemática m²/s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m²			
15,3		1,224		1,472E-05			24,9		0,1		0,01			
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	6%	10%	20%	26%	31%	37%	41%	47%	50%	68%	73%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-570	-544	-512	-505	-494	-479	-473	-465	-468	-427	-414	0
	C _p	0,00	-1,50	-1,44	-1,35	-1,33	-1,30	-1,26	-1,25	-1,23	-1,24	-1,13	-1,09	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-632	-582	-530	-525	-515	-498	-488	-477	-470	-418	-408	0
	C _p	0,00	-1,67	-1,54	-1,40	-1,39	-1,36	-1,31	-1,29	-1,26	-1,24	-1,10	-1,08	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-680	-630	-560	-540	-528	-511	-496	-472	-475	-426	-412	0
	C _p	0,00	-1,80	-1,66	-1,48	-1,43	-1,39	-1,35	-1,31	-1,25	-1,25	-1,12	-1,09	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-735	-658	-598	-570	-532	-502	-508	-478	-481	-429	-417	0
	C _p	0,00	-1,94	-1,74	-1,58	-1,50	-1,40	-1,33	-1,34	-1,26	-1,27	-1,13	-1,10	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-790	-692	-604	-555	-535	-511	-525	-489	-490	-433	-422	0
	C _p	0,00	-2,09	-1,83	-1,59	-1,47	-1,41	-1,35	-1,39	-1,29	-1,29	-1,14	-1,11	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-794	-744	-571	-580	-556	-528	-528	-496	-491	-438	-426	0
	C _p	0,00	-2,10	-1,96	-1,51	-1,53	-1,47	-1,39	-1,39	-1,31	-1,30	-1,16	-1,12	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-740	-790	-593	-608	-570	-539	-534	-506	-498	-442	-430	0
	C _p	0,00	-1,95	-2,09	-1,57	-1,61	-1,50	-1,42	-1,41	-1,34	-1,31	-1,17	-1,14	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)								ME = Margen de error o incertidumbre						

Perfil NACA 23012 con una Porosidad													
Re = 1,01E+05													
Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²		
17,4		1,215		1,489E-05			15,1		0,1		0,01		
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	15%	30%	42%	47%	51%	55%	59%	70%	73%	78%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-170	-182	-181	-179	-174	-170	-160	-155	-153	-150	0
	C _p	0,00	-1,23	-1,31	-1,31	-1,29	-1,26	-1,23	-1,15	-1,12	-1,10	-1,08	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-173	-189	-186	-184	-176	-172	-162	-156	-154	-153	0
	C _p	0,00	-1,25	-1,36	-1,34	-1,33	-1,27	-1,24	-1,17	-1,13	-1,11	-1,10	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-178	-194	-190	-186	-178	-173	-164	-159	-154	-154	0
	C _p	0,00	-1,28	-1,40	-1,37	-1,34	-1,28	-1,25	-1,18	-1,15	-1,11	-1,11	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-188	-205	-196	-191	-181	-175	-166	-158	-156	-154	0
	C _p	0,00	-1,36	-1,48	-1,41	-1,38	-1,31	-1,26	-1,20	-1,14	-1,13	-1,11	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-190	-210	-203	-196	-185	-178	-169	-160	-157	-156	0
	C _p	0,00	-1,37	-1,52	-1,46	-1,41	-1,33	-1,28	-1,22	-1,15	-1,13	-1,13	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-193	-215	-208	-199	-189	-179	-172	-162	-159	-158	0
	C _p	0,00	-1,39	-1,55	-1,50	-1,44	-1,36	-1,29	-1,24	-1,17	-1,15	-1,14	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-200	-220	-210	-202	-190	-182	-174	-163	-161	-160	0
	C _p	0,00	-1,44	-1,59	-1,52	-1,46	-1,37	-1,31	-1,26	-1,18	-1,16	-1,15	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)							ME =Margen de error o incertidumbre						

Perfil NACA 23012 con una Porosidad

Re = 1,35E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²		
17,4		1,215		1,489E-05			20,1		0,1		0,01		
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	15%	30%	42%	47%	51%	55%	59%	70%	73%	78%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-301	-318	-324	-318	-310	-303	-284	-276	-271	-272	0
	C _p	0,00	-1,22	-1,29	-1,31	-1,29	-1,26	-1,23	-1,15	-1,12	-1,10	-1,10	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,00
2°	Pe (Pa)	0	-306	-332	-334	-326	-314	-306	-290	-278	-274	-272	0
	C _p	0,00	-1,24	-1,35	-1,36	-1,32	-1,27	-1,24	-1,18	-1,13	-1,11	-1,10	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,00
4°	Pe (Pa)	0	-314	-342	-345	-330	-320	-308	-290	-280	-276	-275	0
	C _p	0,00	-1,27	-1,39	-1,40	-1,34	-1,30	-1,25	-1,18	-1,14	-1,12	-1,12	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,00
6°	Pe (Pa)	0	-333	-357	-352	-343	-324	-313	-294	-282	-278	-277	0
	C _p	0,00	-1,35	-1,45	-1,43	-1,39	-1,31	-1,27	-1,19	-1,14	-1,13	-1,12	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,00
8°	Pe (Pa)	0	-338	-370	-362	-349	-328	-316	-300	-284	-280	-278	0
	C _p	0,00	-1,37	-1,50	-1,47	-1,42	-1,33	-1,28	-1,22	-1,15	-1,14	-1,13	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,00
10°	Pe (Pa)	0	-348	-382	-370	-352	-332	-320	-306	-288	-282	-282	0
	C _p	0,00	-1,41	-1,55	-1,50	-1,43	-1,35	-1,30	-1,24	-1,17	-1,14	-1,14	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,00
12°	Pe (Pa)	0	-356	-388	-376	-360	-337	-322	-311	-291	-286	-286	0
	C _p	0,00	-1,44	-1,57	-1,53	-1,46	-1,37	-1,31	-1,26	-1,18	-1,16	-1,16	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,00

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con una Porosidad

Re = 1,690E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²		
17,4		1,215		1,489E-05			25,2		0,1		0,01		
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	15%	30%	42%	47%	51%	55%	59%	70%	73%	78%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-476	-495	-503	-488	-460	-456	-427	-412	-410	-403	0
	C _p	0,00	-1,24	-1,29	-1,31	-1,27	-1,19	-1,18	-1,11	-1,07	-1,06	-1,05	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-485	-516	-515	-498	-476	-460	-430	-415	-415	-406	0
	C _p	0,00	-1,26	-1,34	-1,34	-1,29	-1,24	-1,19	-1,12	-1,08	-1,08	-1,05	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-504	-528	-530	-510	-483	-467	-436	-420	-416	-408	0
	C _p	0,00	-1,31	-1,37	-1,38	-1,32	-1,25	-1,21	-1,13	-1,09	-1,08	-1,06	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-516	-550	-541	-522	-490	-470	-497	-424	-418	-410	0
	C _p	0,00	-1,34	-1,43	-1,41	-1,36	-1,27	-1,22	-1,29	-1,10	-1,09	-1,06	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-530	-578	-552	-528	-496	-478	-450	-428	-422	-413	0
	C _p	0,00	-1,38	-1,50	-1,43	-1,37	-1,29	-1,24	-1,17	-1,11	-1,10	-1,07	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-544	-592	-567	-538	-504	-479	-460	-434	-428	-417	0
	C _p	0,00	-1,41	-1,54	-1,47	-1,40	-1,31	-1,24	-1,19	-1,13	-1,11	-1,08	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-544	-560	-580	-546	-510	-484	-466	-440	-434	-422	0
	C _p	0,00	-1,41	-1,45	-1,51	-1,42	-1,32	-1,26	-1,21	-1,14	-1,13	-1,10	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con esferas

Re = 1,01E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²	
17		1,217		1,486E-05			15,1		0,1		0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	10%	25%	28%	35%	43%	53%	70%	76%	80%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-167	-127	-112	-97	-86	-77	-64	-52	-42	0
	C _p	0,00	-1,21	-0,92	-0,81	-0,70	-0,62	-0,56	-0,47	-0,37	-0,30	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-173	-136	-132	-126	-120	-114	-103	-98	-90	0
	C _p	0,00	-1,25	-0,98	-0,95	-0,91	-0,87	-0,83	-0,75	-0,71	-0,65	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-196	-148	-141	-127	-121	-110	-103	-99	-94	0
	C _p	0,00	-1,42	-1,07	-1,02	-0,92	-0,88	-0,80	-0,75	-0,72	-0,68	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-226	-167	-158	-151	-140	-127	-115	-113	-100	0
	C _p	0,00	-1,63	-1,21	-1,14	-1,09	-1,01	-0,92	-0,83	-0,82	-0,72	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-214	-165	-155	-142	-131	-127	-110	-108	-100	0
	C _p	0,00	-1,55	-1,19	-1,12	-1,03	-0,95	-0,92	-0,80	-0,78	-0,72	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-254	-200	-189	-166	-139	-125	-105	-98	-93	0
	C _p	0,00	-1,83	-1,44	-1,37	-1,20	-1,01	-0,91	-0,76	-0,71		0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-273	-178	-169	-155	-143	-127	-111	-108	-100	0
	C _p	0,00	-1,98	-1,29	-1,22	-1,12	-1,03	-0,92	-0,80	-0,78	-0,72	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con esferas

Re = 1,35E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²	
17		1,217		1,486E-05			20,1		0,1		0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	10%	25%	28%	35%	43%	53%	70%	76%	80%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-275	-244	-232	-225	-218	-209	-193	-159	-120	0
	C _p	0,00	-1,12	-0,99	-0,94	-0,91	-0,89	-0,85	-0,79	-0,65	-0,49	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-304	-249	-238	-234	-229	-217	-206	-196	-120	0
	C _p	0,00	-1,24	-1,01	-0,97	-0,95	-0,93	-0,88	-0,84	-0,80	-0,49	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-353	-303	-285	-259	-237	-226	-190	-171	-100	0
	C _p	0,00	-1,44	-1,23	-1,16	-1,05	-0,96	-0,92	-0,77	-0,70	-0,41	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-431	-338	-318	-299	-265	-226	-216	-196	-111	0
	C _p	0,00	-1,75	-1,38	-1,29	-1,22	-1,08	-0,92	-0,88	-0,80	-0,45	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-451	-348	-319	-284	-255	-235	-216	-206	-132	0
	C _p	0,00	-1,83	-1,42	-1,30	-1,16	-1,04	-0,96	-0,88	-0,84	-0,54	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-448	-350	-324	-280	-234	-214	-187	-141	-90	0
	C _p	0,00	-1,82	-1,42	-1,32	-1,14	-0,95	-0,87	-0,76	-0,57	-0,37	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-514	-333	-302	-275	-256	-226	-207	-165	-132	0
	C _p	0,00	-2,09	-1,35	-1,23	-1,12	-1,04	-0,92	-0,84	-0,67	-0,54	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

Perfil NACA 23012 con esferas

Re = 1,690E+05

Temperatura (°C)		Densidad kg/m ³		Viscosidad Cinemática m ² /s			Velocidad m/s		Cuerda m		Área m ²	
17		1,217		1,486E-05			25,1		0,1		0,01	
α	Valores	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c	x/c
		0%	10%	25%	28%	35%	43%	53%	70%	76%	80%	100%
0°	Pe (Pa)	0	-398	-399	-382	-375	-380	-343	-242	-150	-120	0
	C _p	0,00	-1,04	-1,04	-0,99	-0,98	-0,99	-0,89	-0,63	-0,39	-0,31	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
2°	Pe (Pa)	0	-500	-426	-408	-380	-351	-308	-219	-150	-120	0
	C _p	0,00	-1,30	-1,11	-1,06	-0,99	-0,91	-0,80	-0,57	-0,39	-0,31	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
4°	Pe (Pa)	0	-555	-420	-404	-392	-347	-312	-218	-150	-120	0
	C _p	0,00	-1,45	-1,09	-1,05	-1,02	-0,90	-0,81	-0,57	-0,39	-0,31	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
6°	Pe (Pa)	0	-609	-439	-410	-380	-352	-320	-240	-150	-110	0
	C _p	0,00	-1,59	-1,14	-1,07	-0,99	-0,92	-0,83	-0,62	-0,39	-0,29	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
8°	Pe (Pa)	0	-706	-500	-444	-389	-354	-305	-203	-150	-100	0
	C _p	0,00	-1,84	-1,30	-1,16	-1,01	-0,92	-0,79	-0,53	-0,39	-0,26	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
10°	Pe (Pa)	0	-744	-460	-416	-353	-315	-255	-140	-120	-100	0
	C _p	0,00	-1,94	-1,20	-1,08	-0,92	-0,82	-0,66	-0,36	-0,31	-0,26	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0
12°	Pe (Pa)	0	-782	-460	-431	-387	-354	-298	-185	-133	-100	0
	C _p	0,00	-2,04	-1,20	-1,12	-1,01	-0,92	-0,78	-0,48	-0,35	-0,26	0,00
	ME (+/-)	0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0

Pe = Presión estática medida en Pascales (Pa)

ME = Margen de error o incertidumbre

ANEXO F.

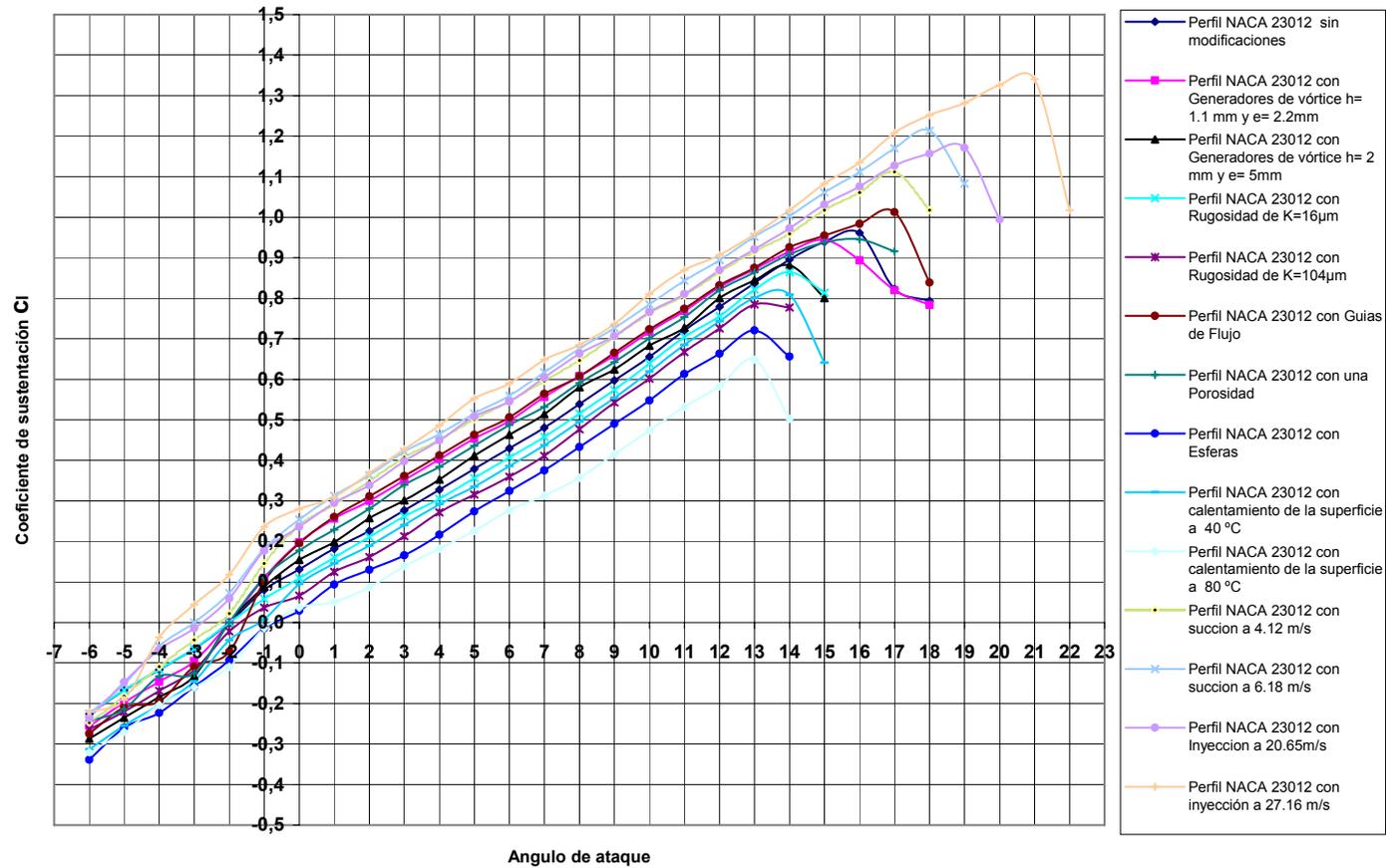
**GRAFICAS DEL C_l VS. ÁNGULO DE ATAQUE DEL PERFIL AERODINÁMICO
NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS APLICADAS.**

ANEXO F.

GRAFICAS DEL C_l VS. ÁNGULO DE ATAQUE DEL PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS APLICADAS.

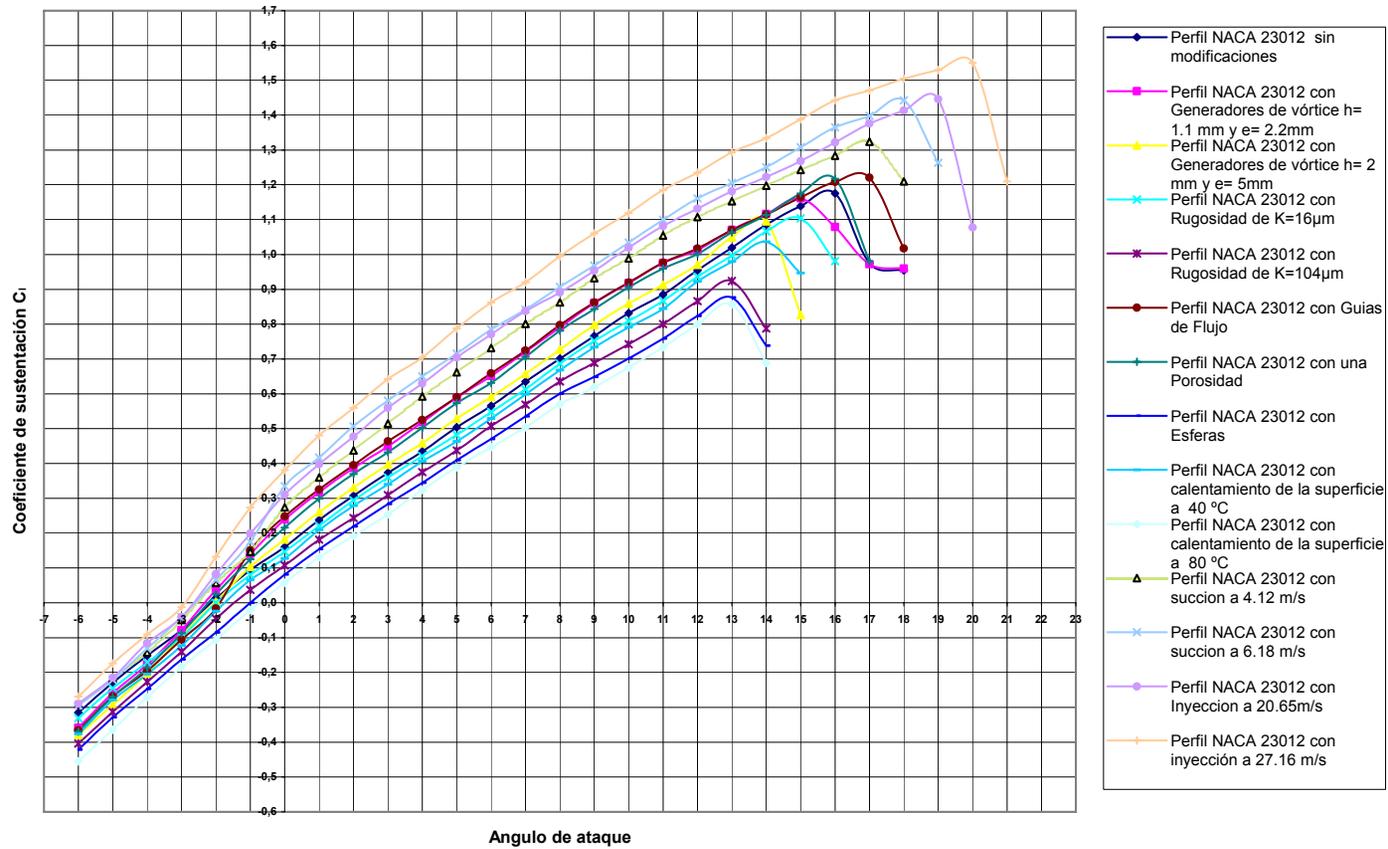
Grafica 1.

COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN DE UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS A $Re = 1,014E5$



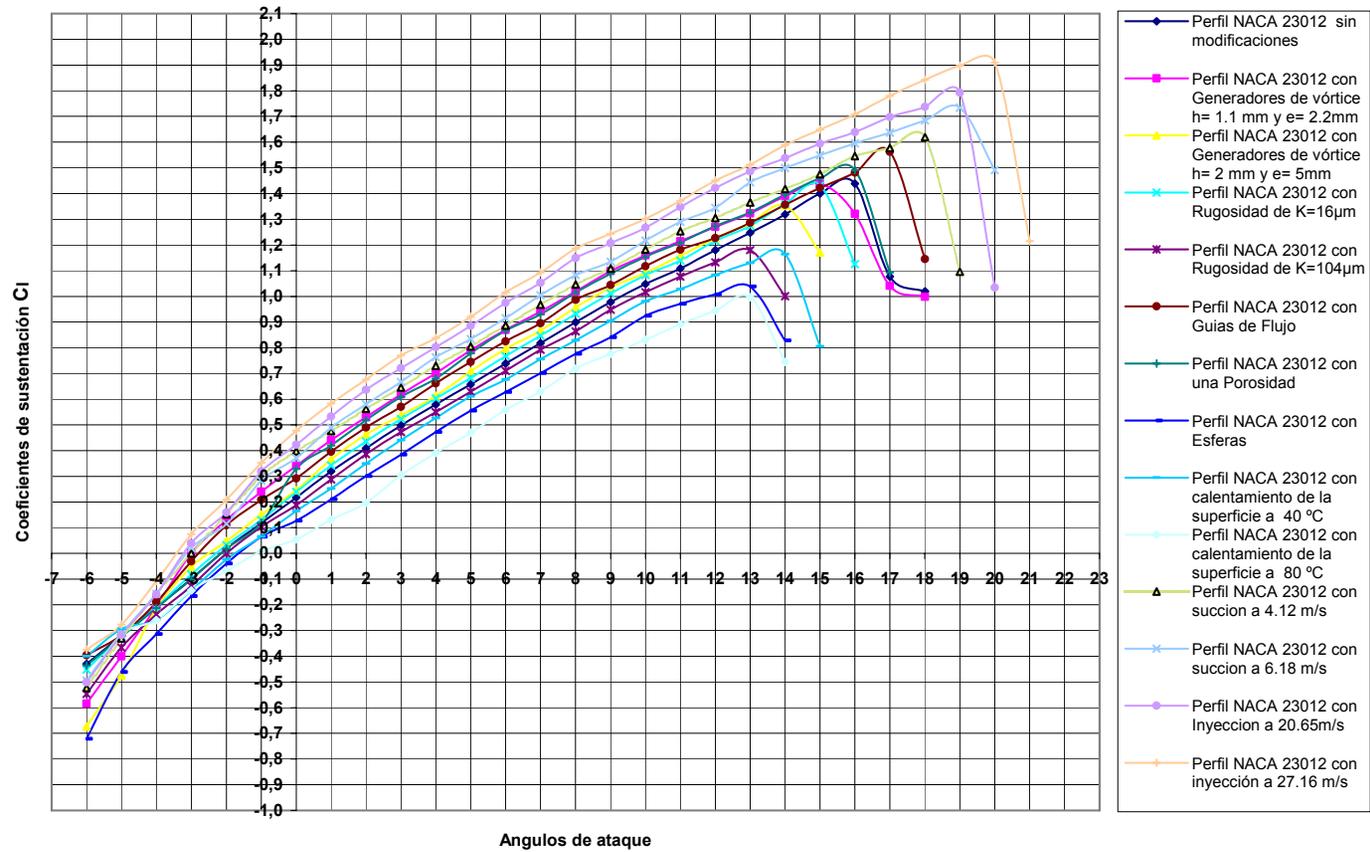
Grafica 2.

COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN DE UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS A $Re = 1,352E5$



Grafica 3.

COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN DE UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS A $Re = 1,690E5$

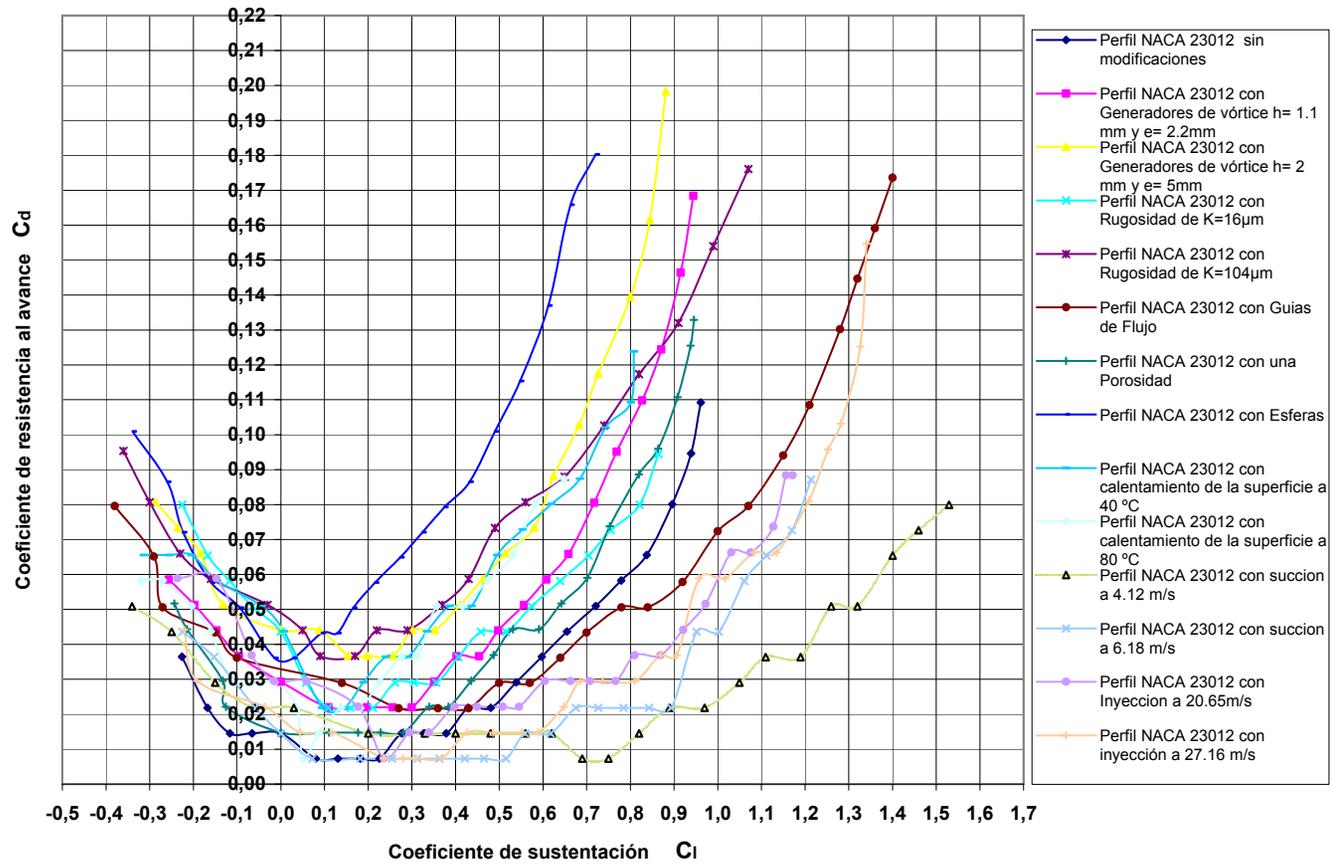


ANEXO G.

GRÁFICAS DE C_d VS. C_l DEL PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS APLICADAS.

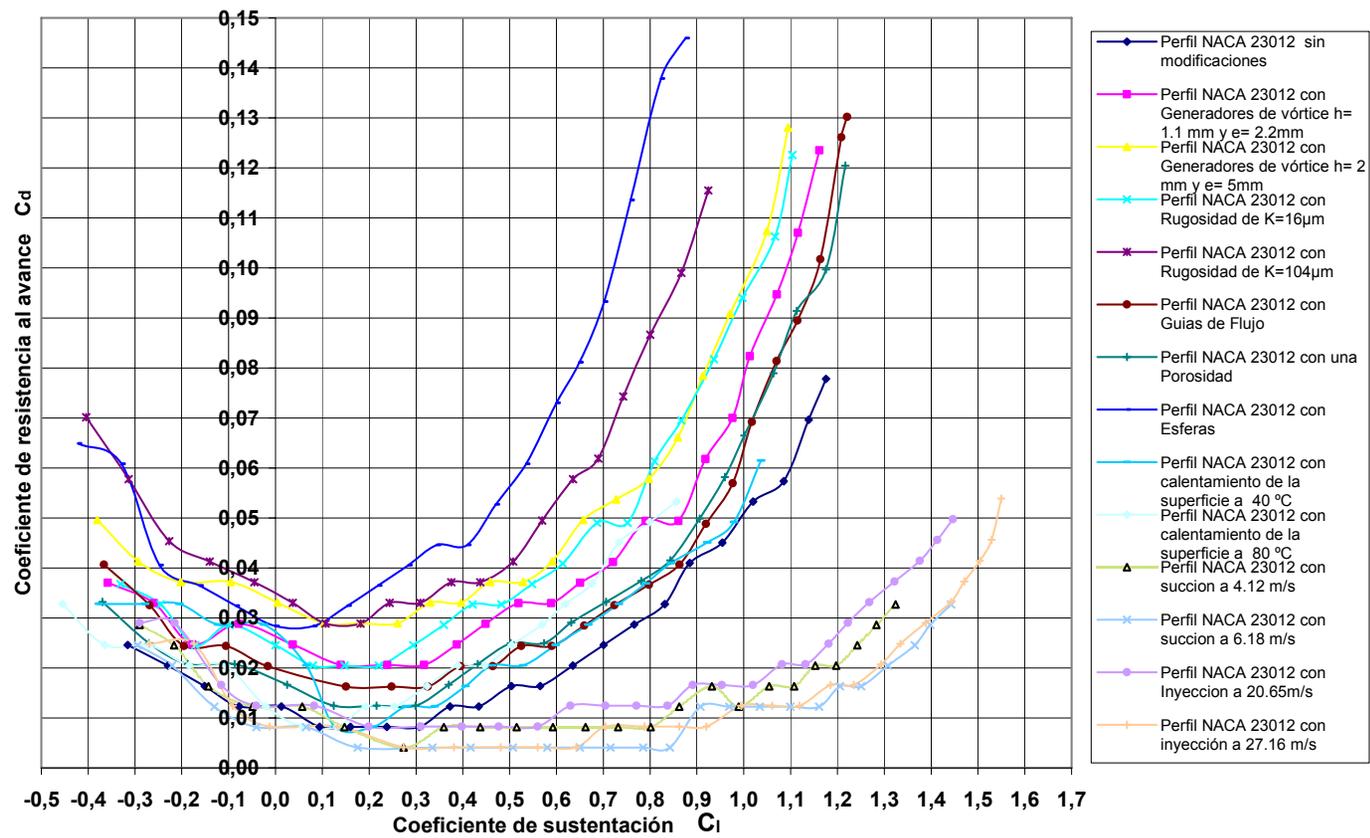
Grafica 1.

RESISTENCIA POLAR AL AVANCE DE UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS A $Re = 1,014E5$



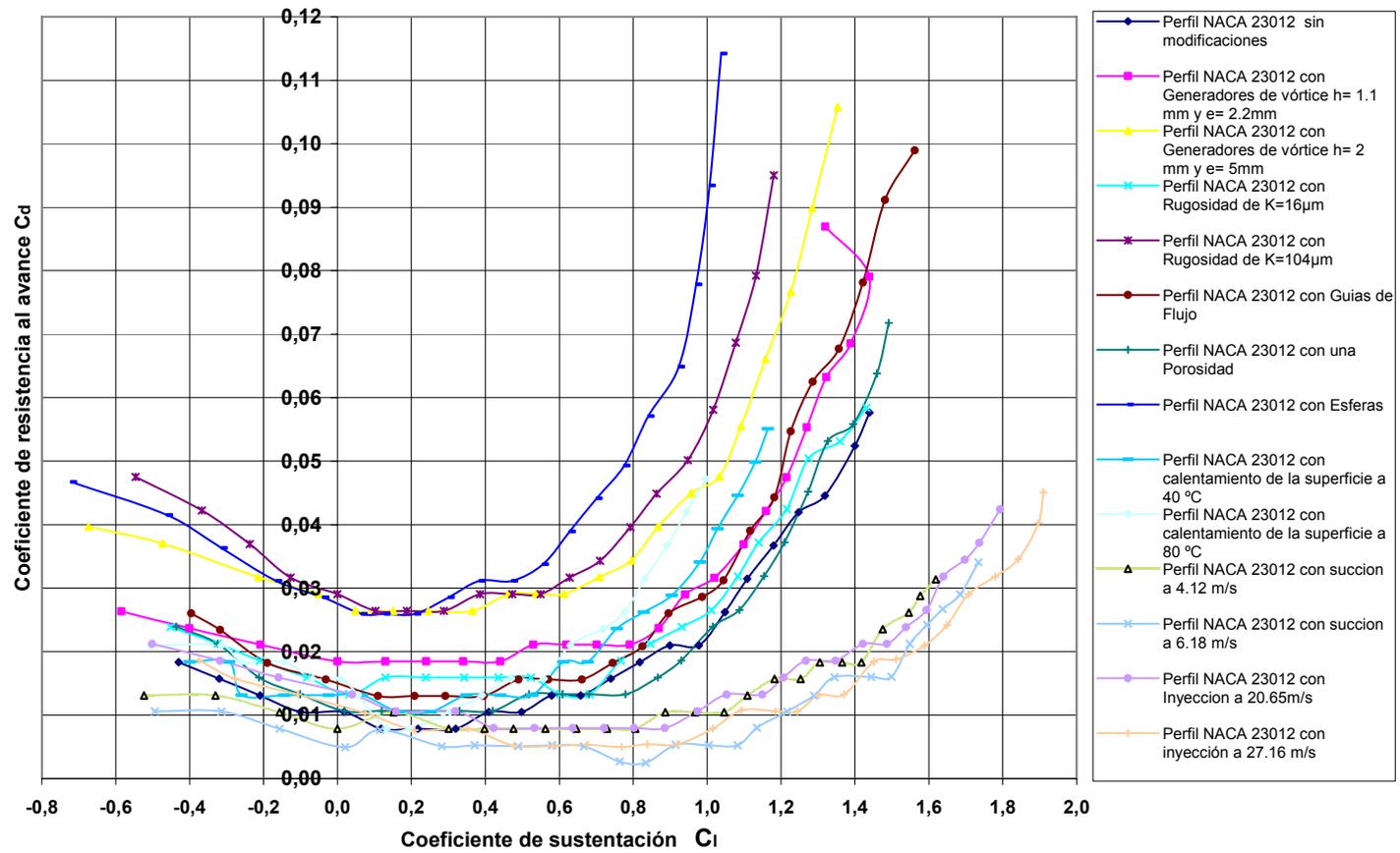
Grafica 2.

RESISTENCIA POLAR AL AVANCE DE UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS A $Re = 1,352E5$



Grafica 3.

RESISTENCIA POLAR AL AVANCE DE UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS A $Re= 1,690E5$

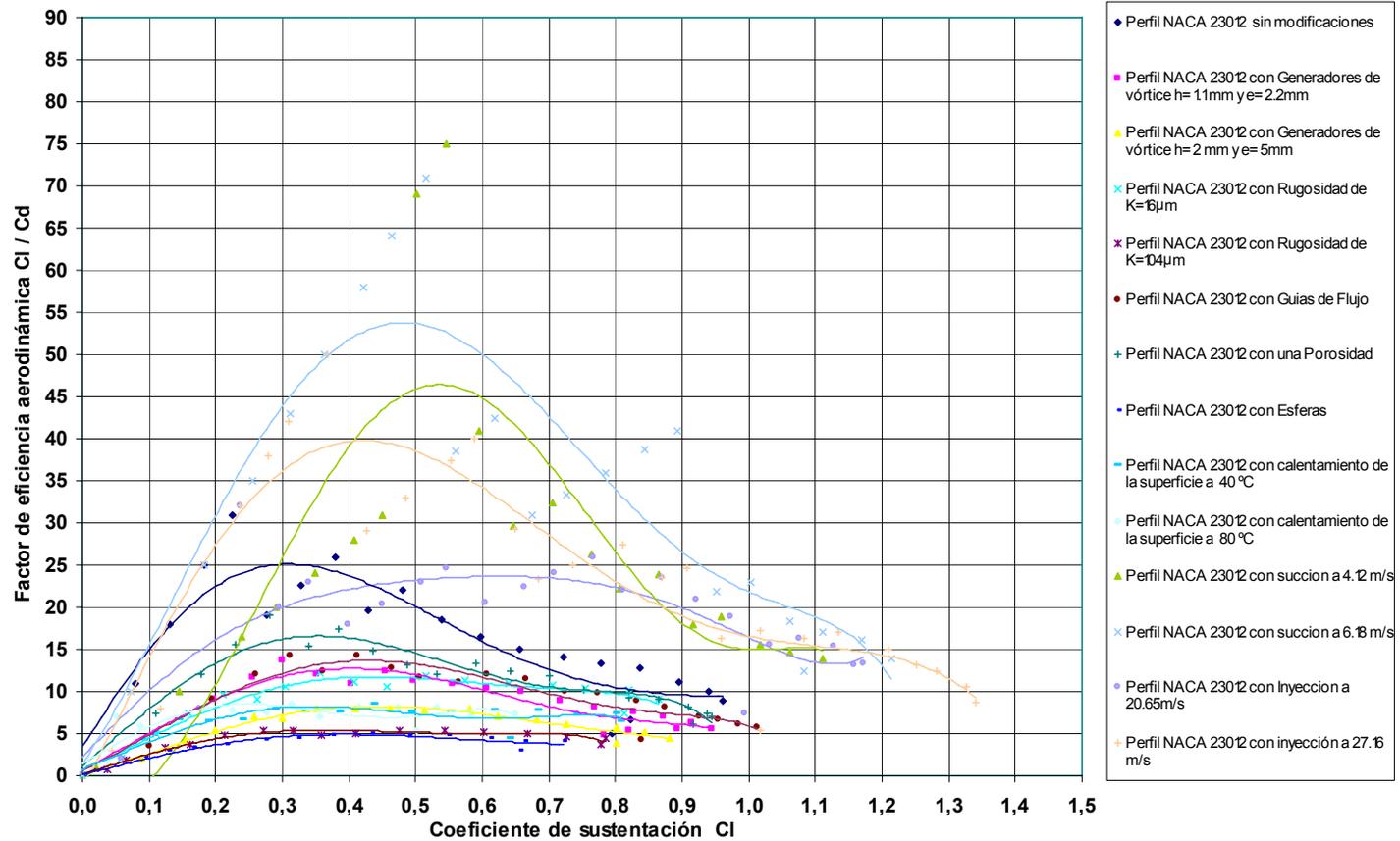


ANEXO H

GRÁFICAS DE C_l VS. $\frac{C_l}{C_d}$ DEL PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON
LAS TÉCNICAS APLICADAS.

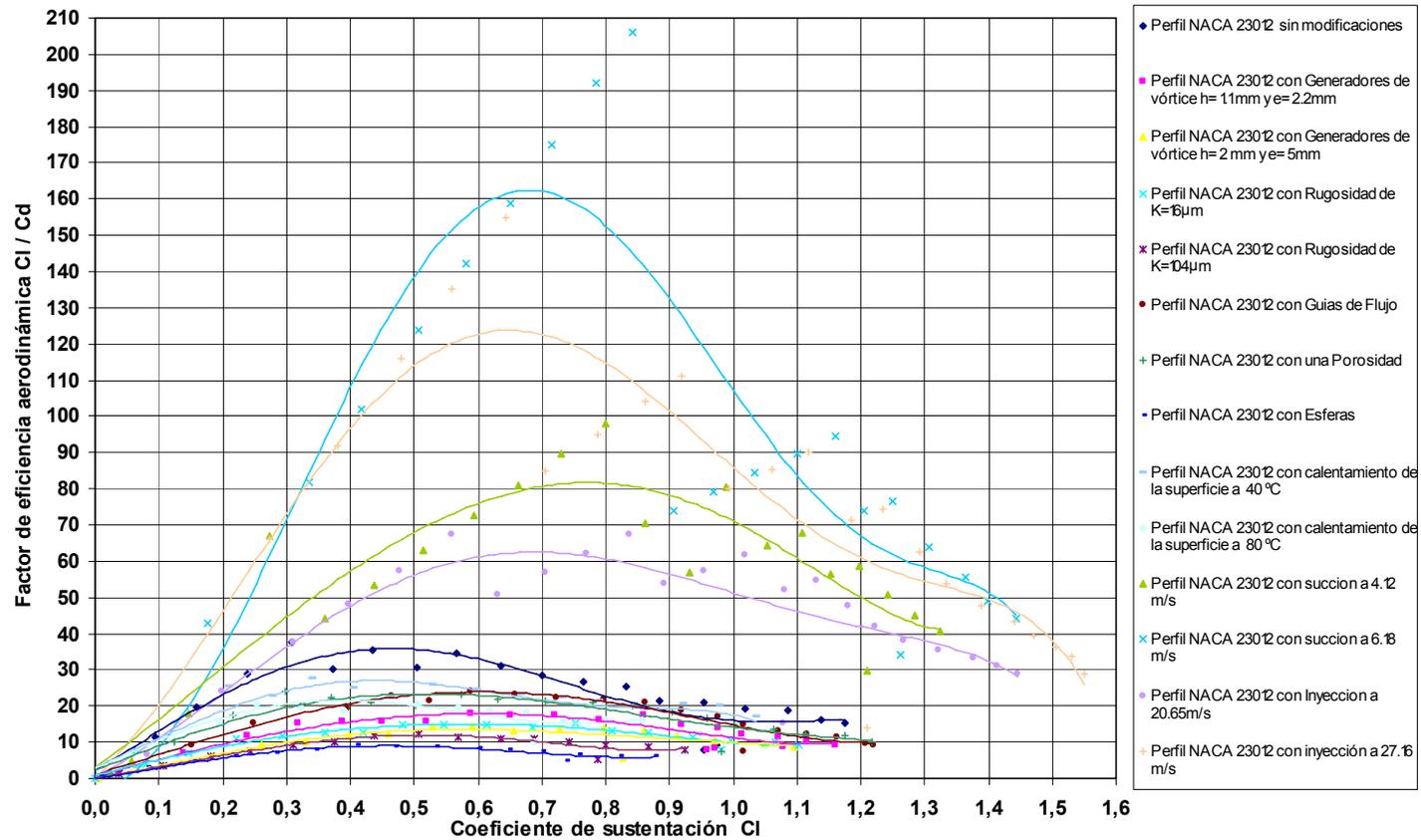
Grafica 1.

EFICIENCIA AERODINÁMICA CON RESPECTO AL COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN DE UN PERFIL NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS A $Re=1,014E5$



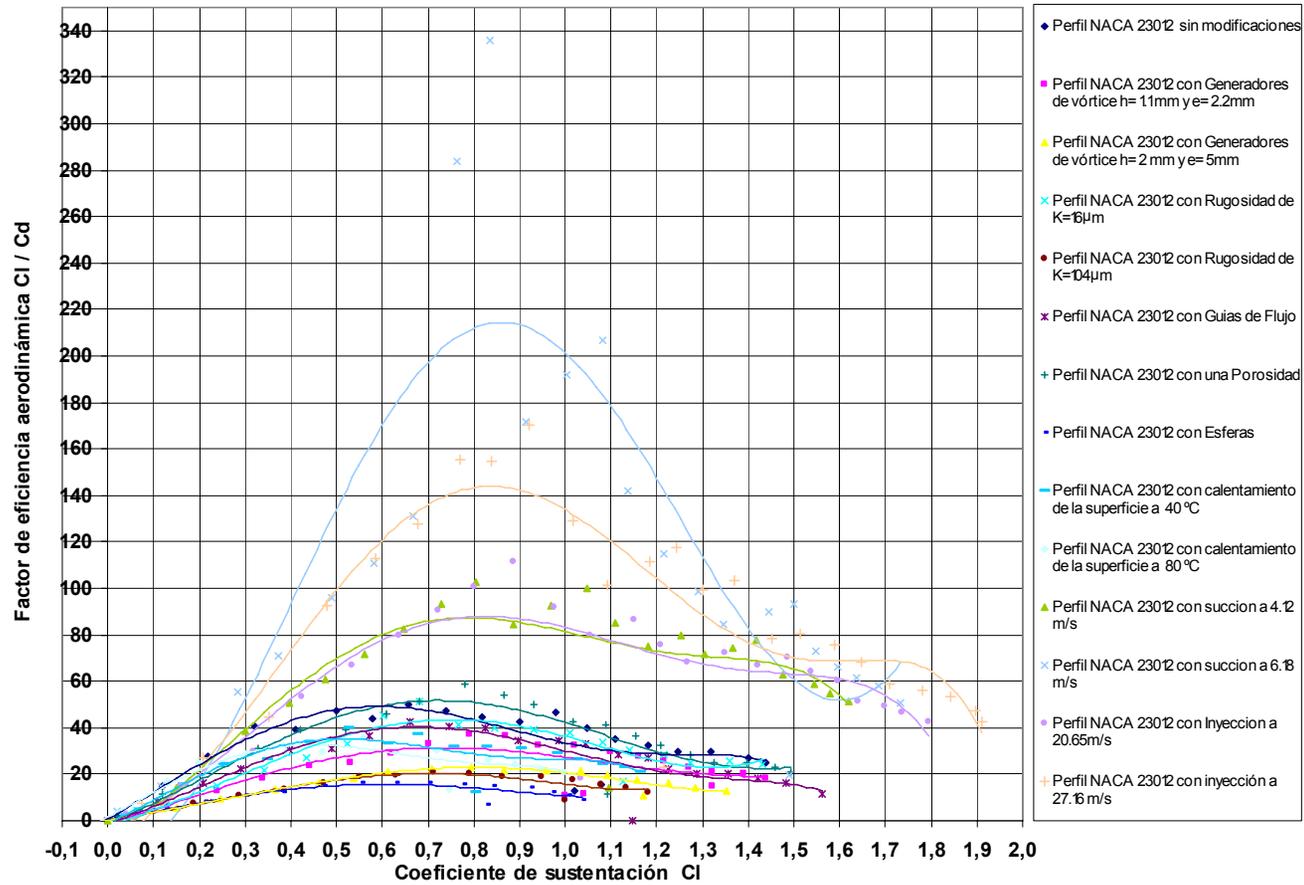
Grafica 2.

EFICIENCIA AERODINÁMICA CON RESPECTO AL COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN DE
EN UN PERFIL NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS A $Re=1,352E5$



Grafica 3.

EFICIENCIA AERODINÁMICA CON RESPECTO AL COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN DE UN PERFIL NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS A $Re=1,690E5$



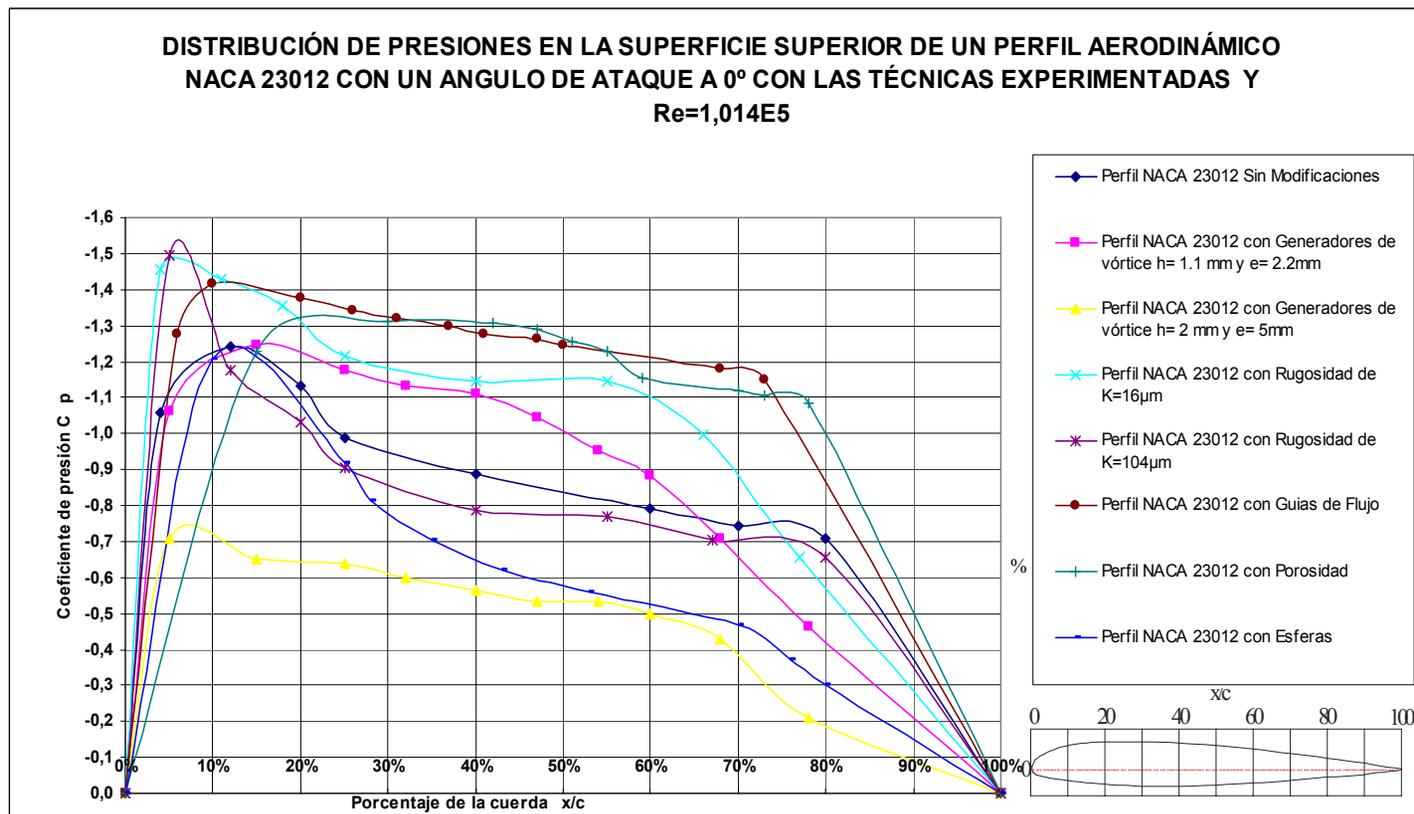
ANEXO I.

**GRÁFICAS DE C_p VS. $\frac{x}{c}$ DEL PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON
LAS TÉCNICAS APLICADAS.**

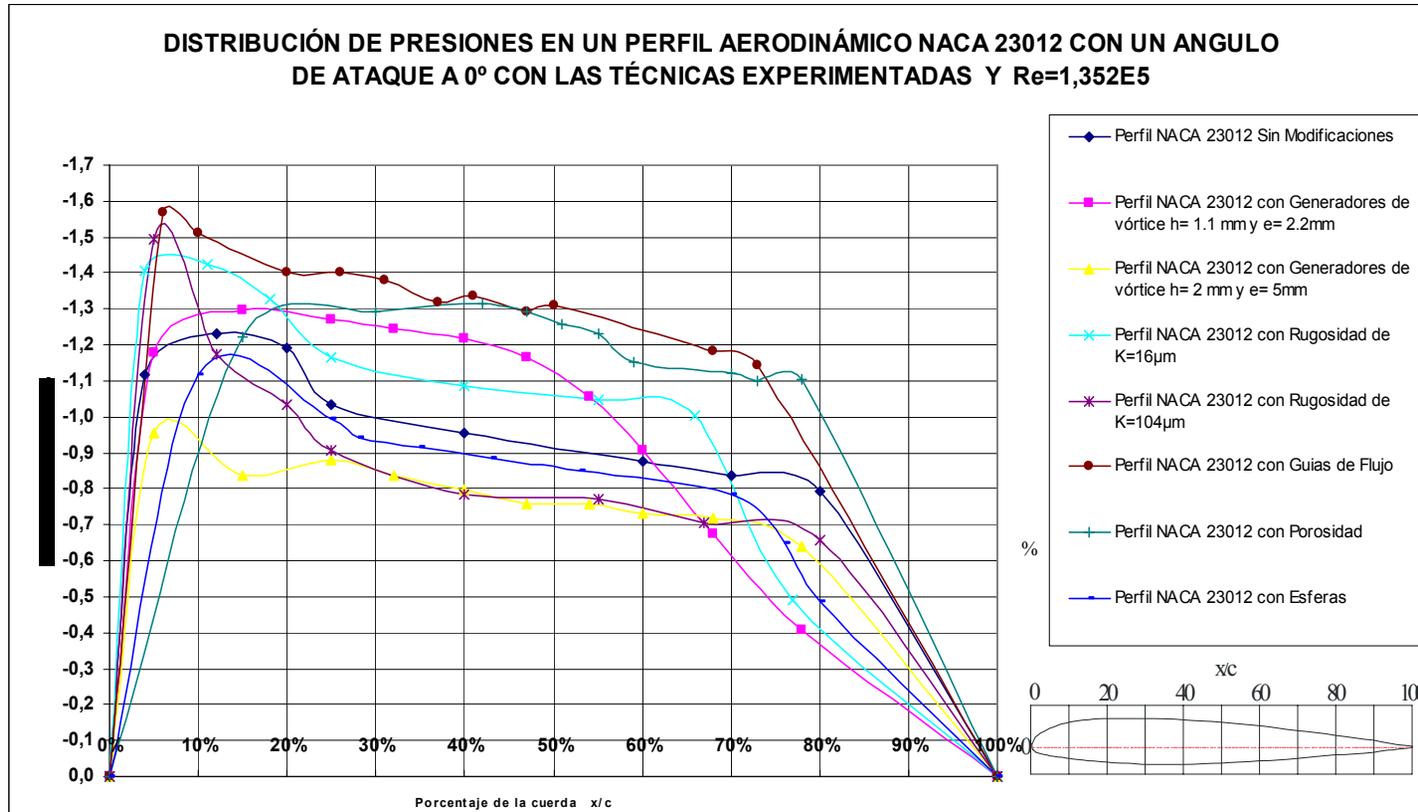
ANEXO I.

GRÁFICAS DE C_p VS. $\frac{x}{c}$ DEL PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON LAS TÉCNICAS APLICADAS.

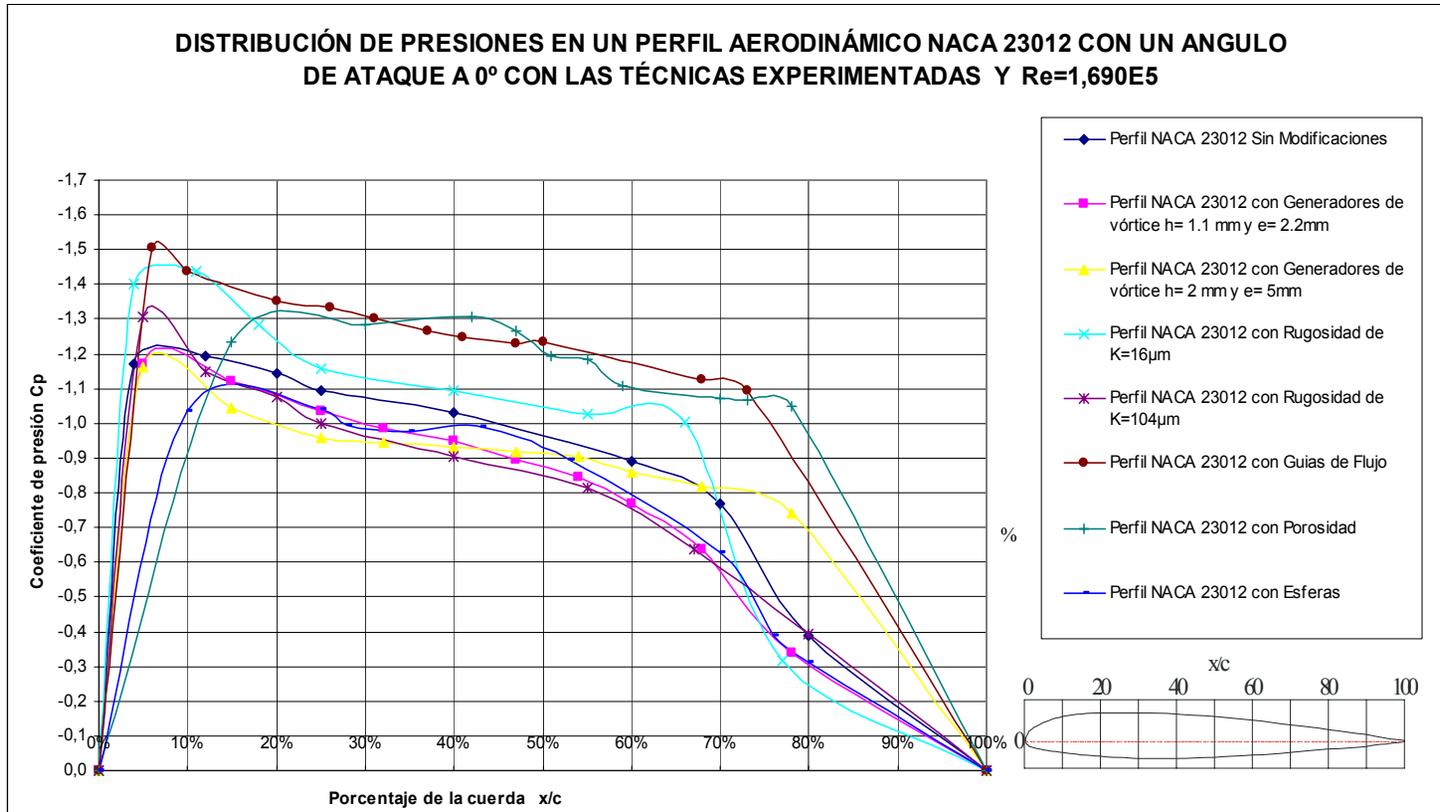
Grafica 1.



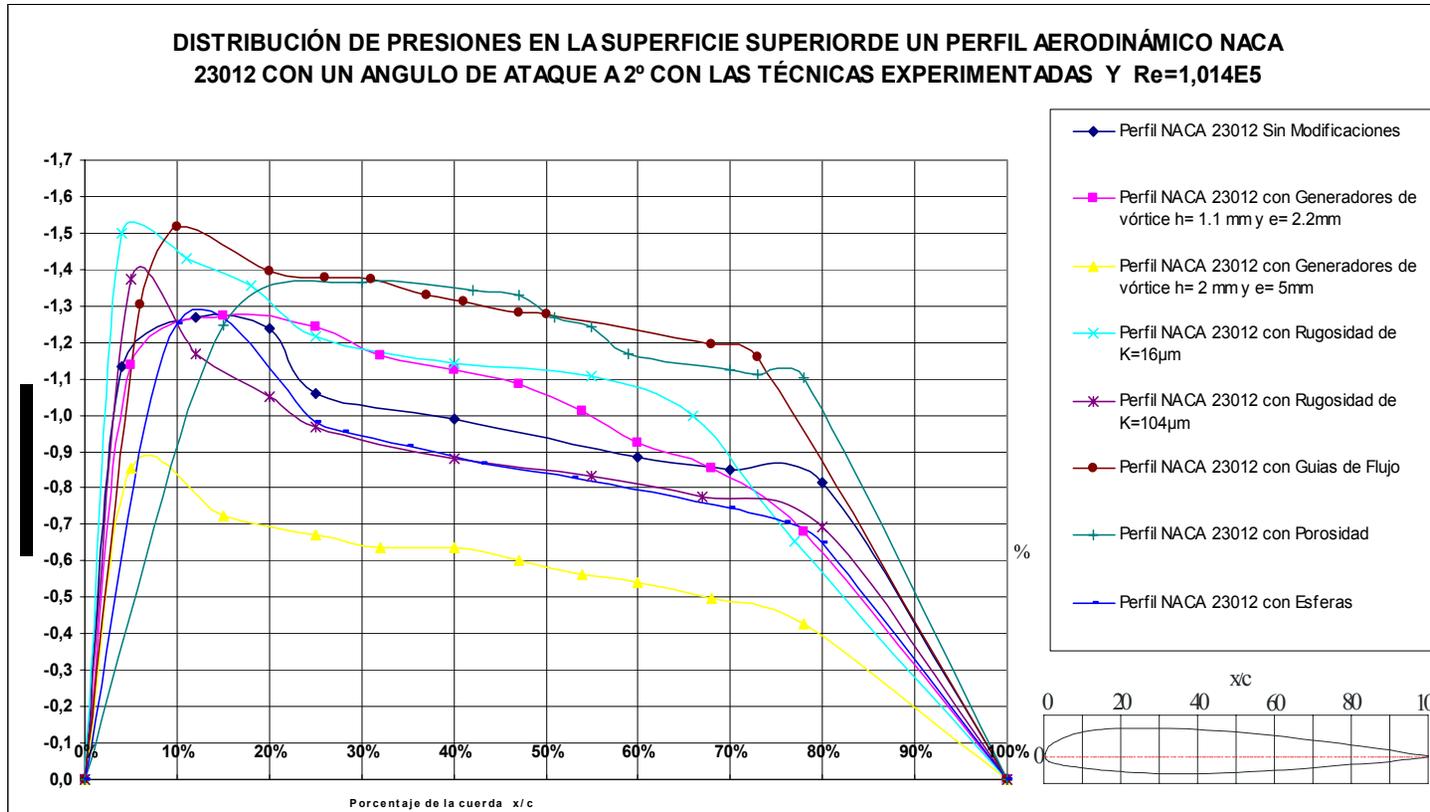
Grafica 2.



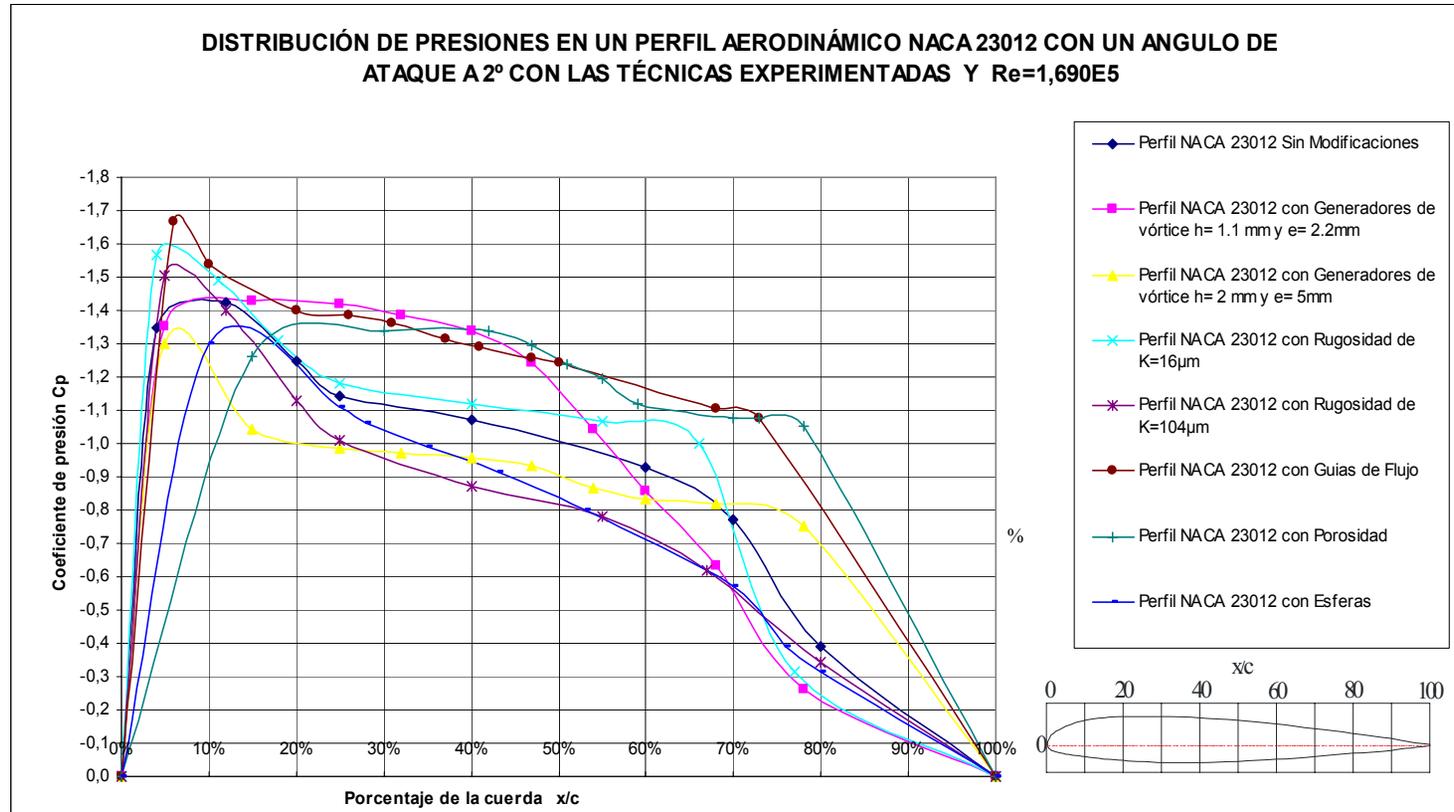
Grafica 3.



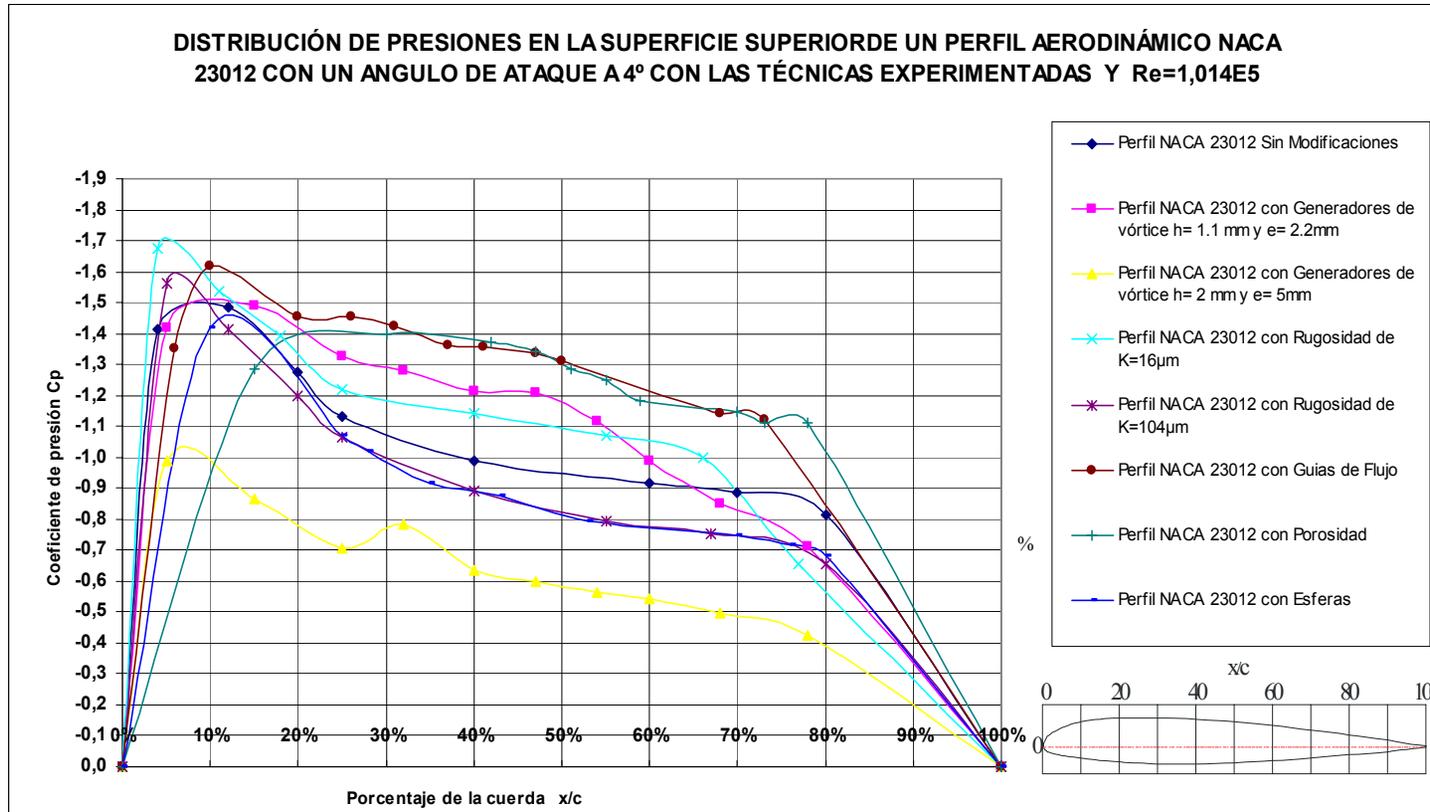
Grafica 4.



Grafica 6.

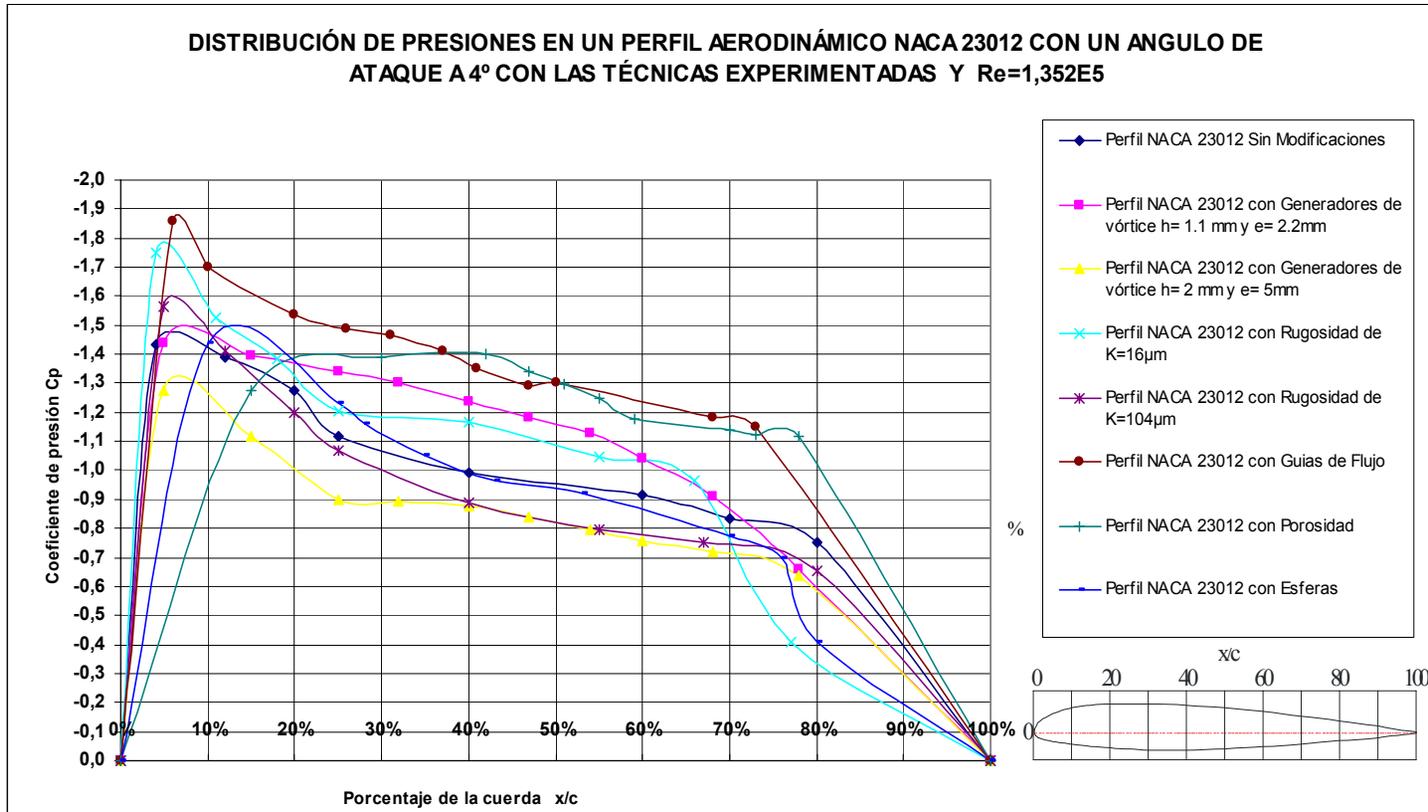


Grafica 7.



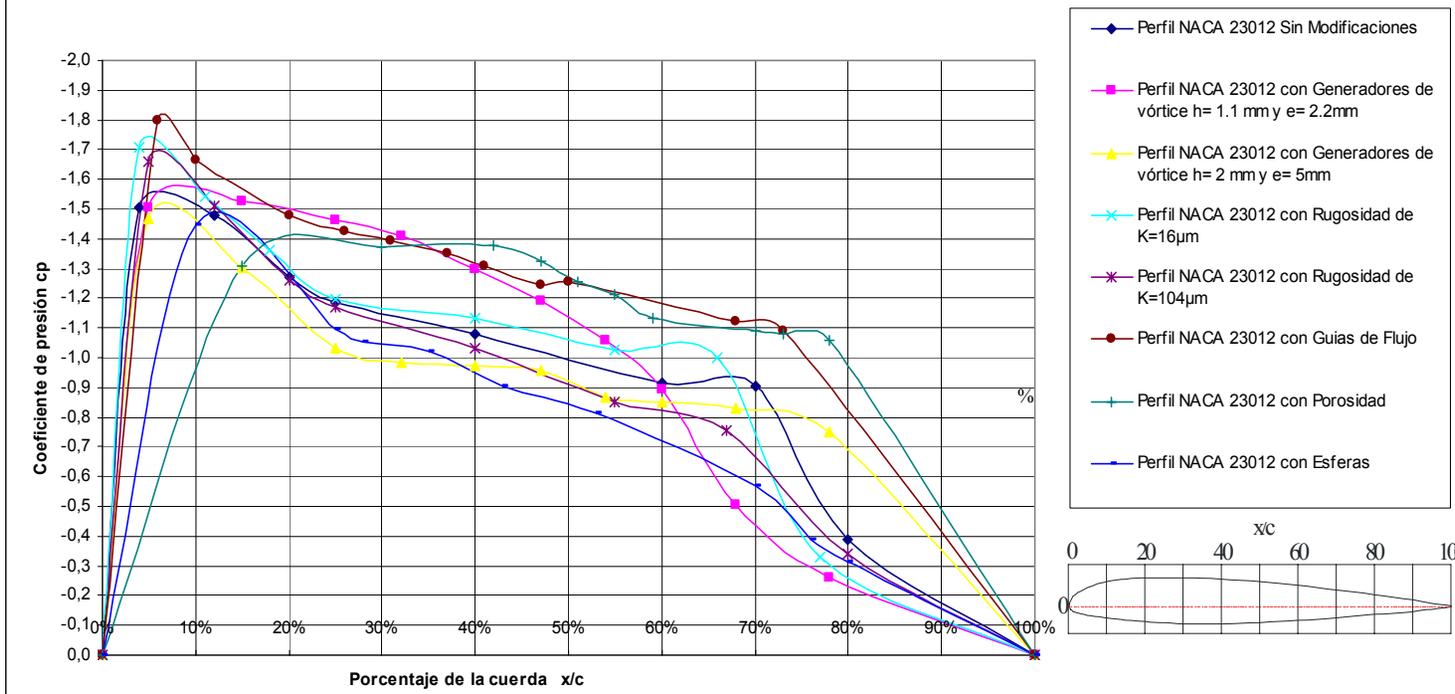
Grafica 8.

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES EN UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON UN ANGULO DE ATAQUE A 4° CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS Y $Re=1,352E5$



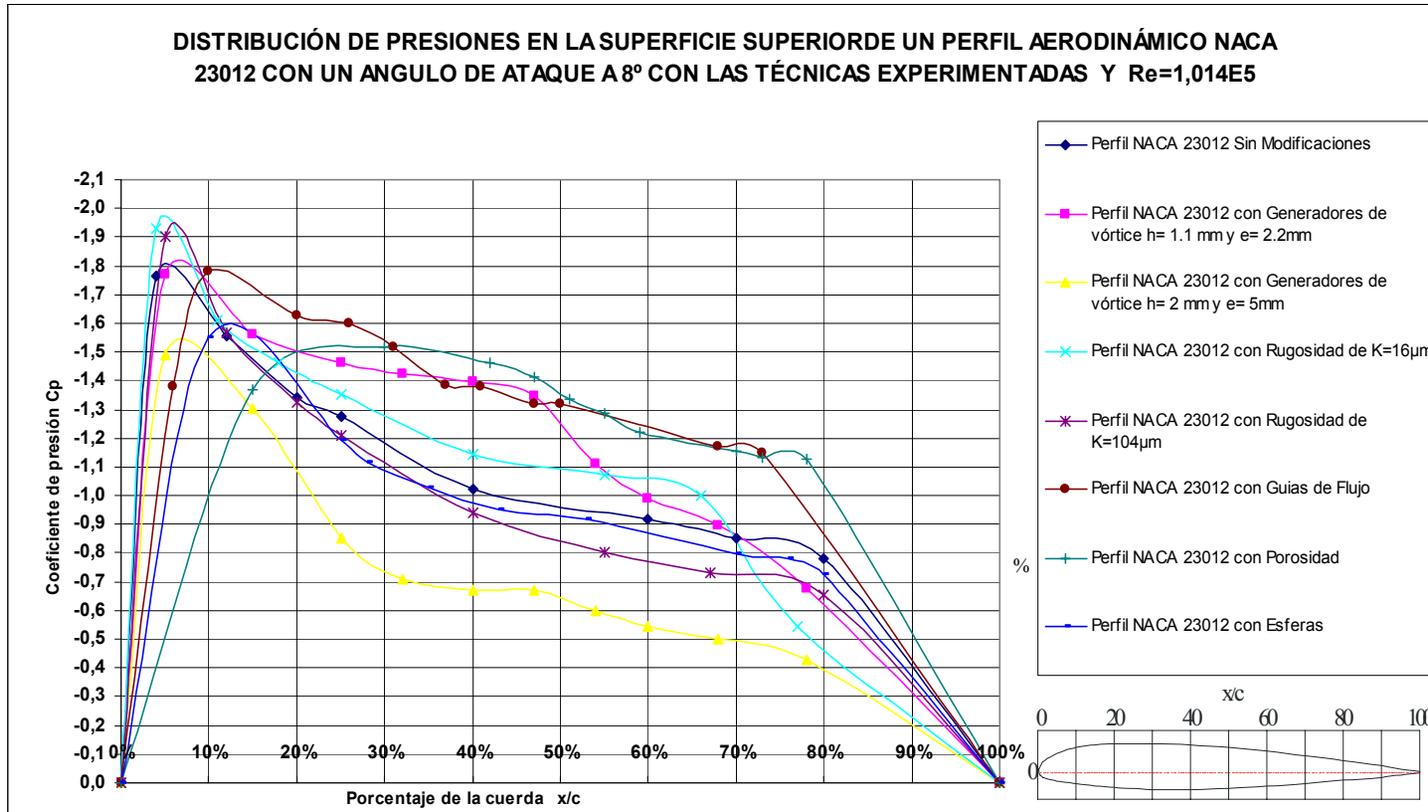
Grafica 9.

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES EN UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON UN ANGULO DE ATAQUE A 4° CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS Y $Re=1,690E5$



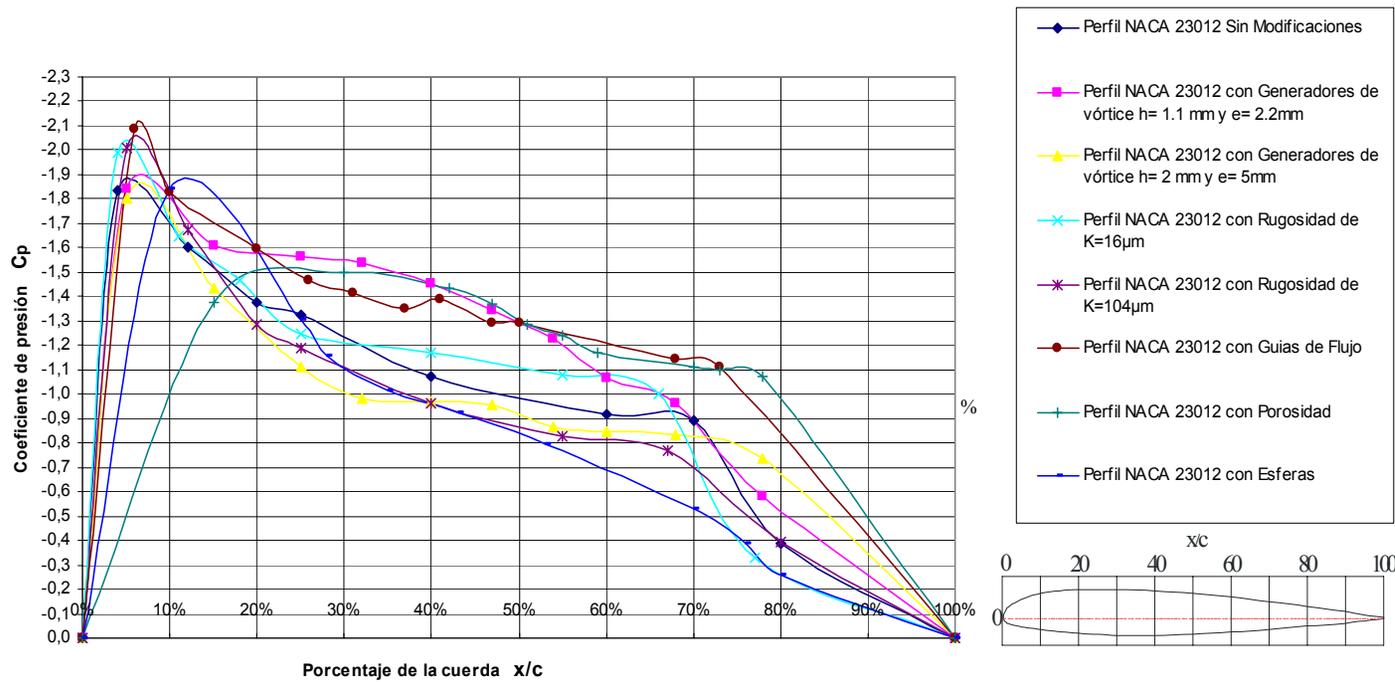
Grafica 13

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES EN LA SUPERFICIE SUPERIORE UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON UN ANGULO DE ATAQUE A 8° CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS Y $Re=1,014E5$



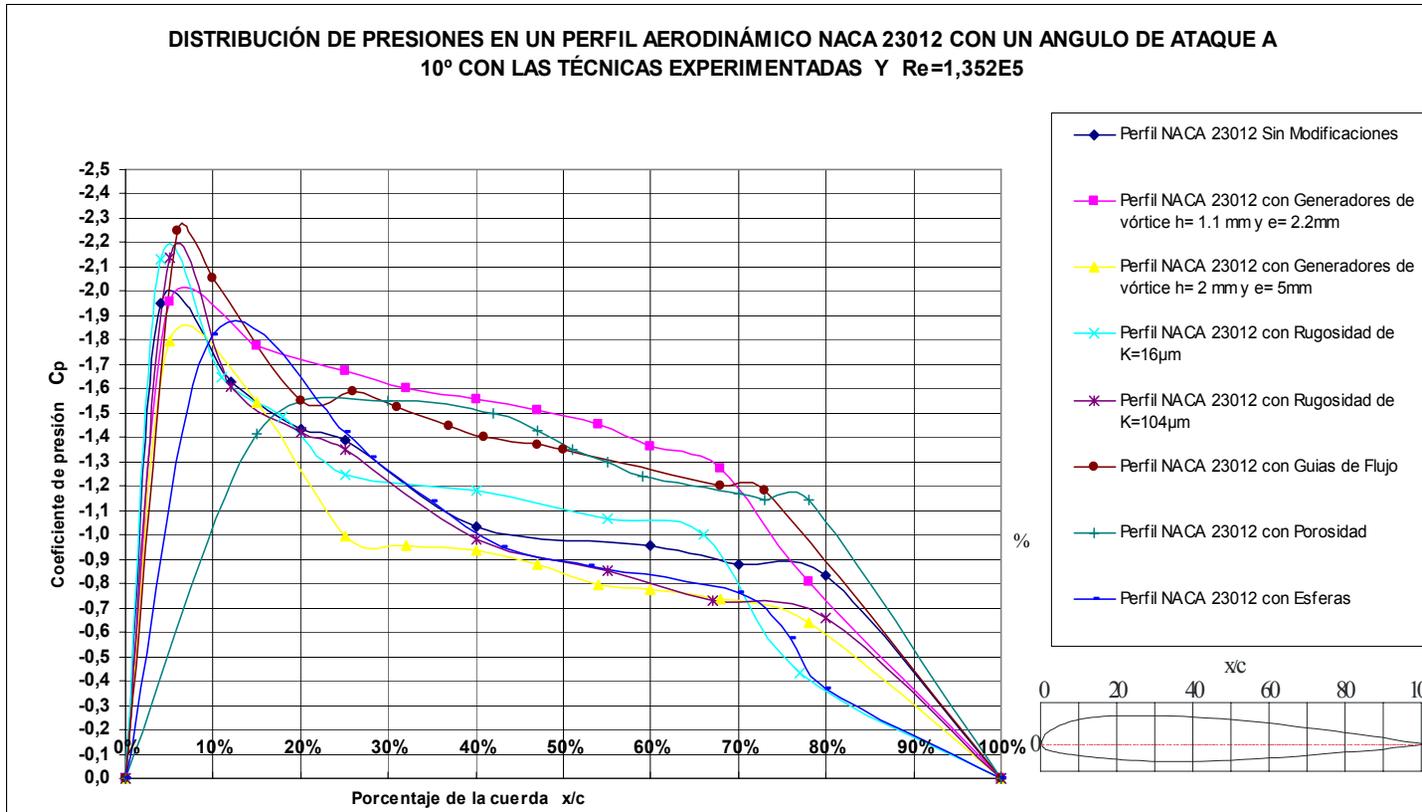
Grafica 15

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES EN UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON UN ANGULO DE ATAQUE A 8° CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS Y $Re=1,690E5$



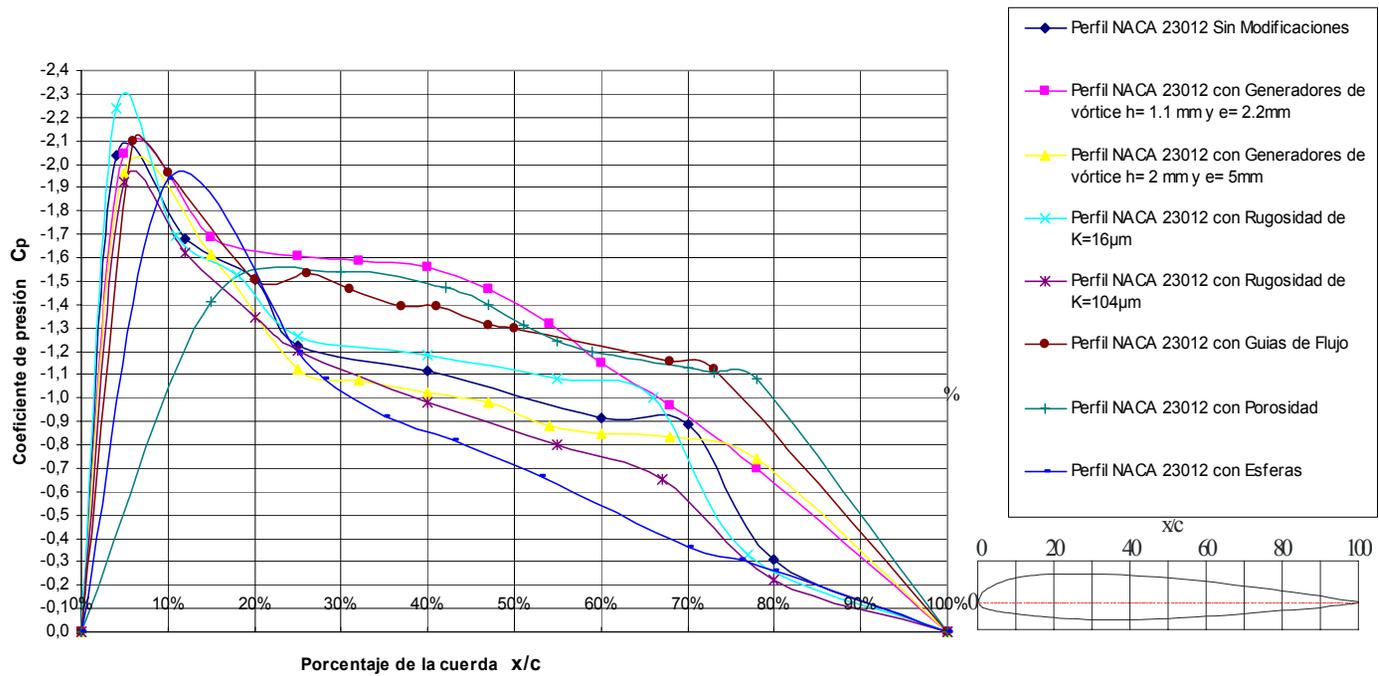
Grafica 17

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES EN UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON UN ANGULO DE ATAQUE A 10° CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS Y $Re=1,352E5$

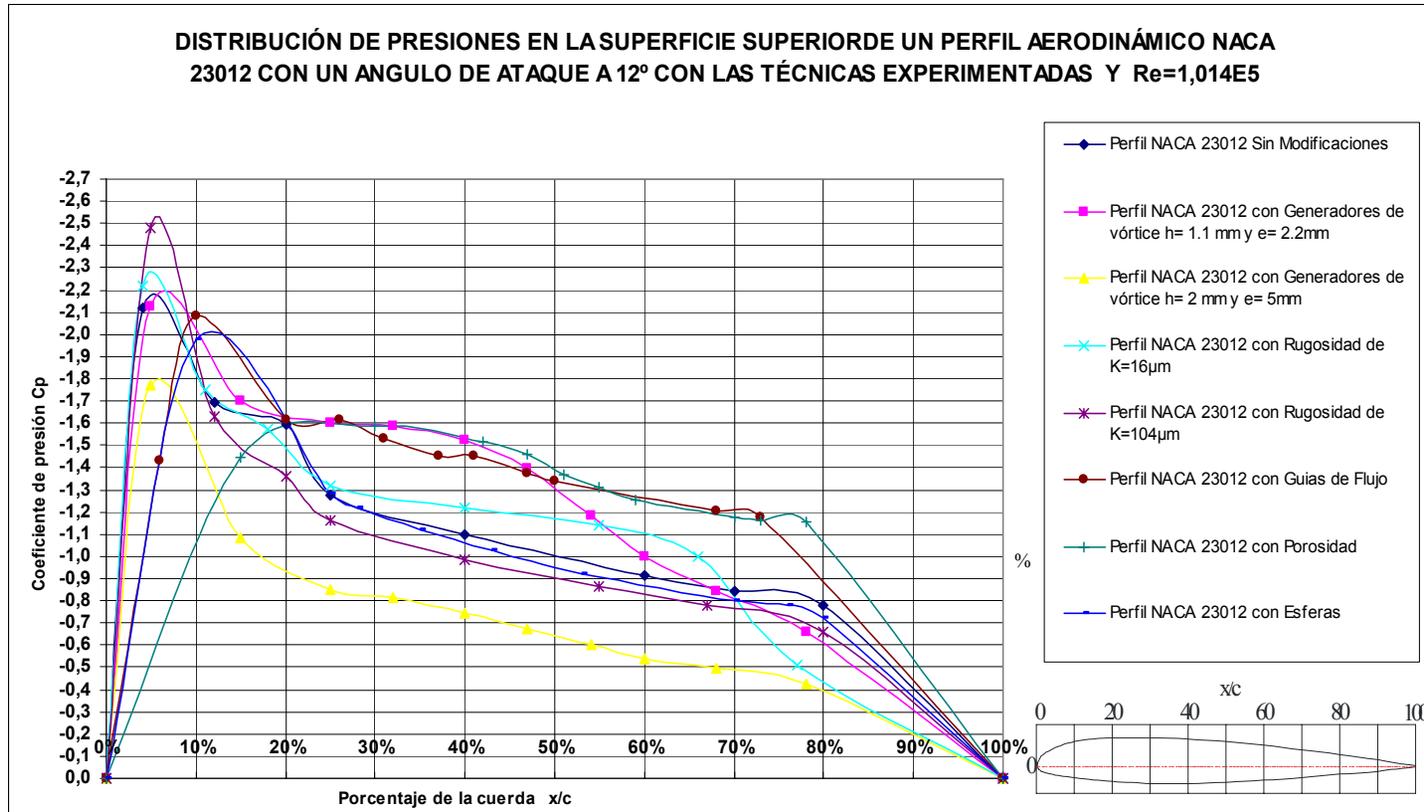


Grafica 18

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES EN UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON UN ANGULO DE ATAQUE A 10° CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS Y $Re=1,690E5$



Grafica 19.



Grafica 20

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES EN UN PERFIL AERODINÁMICO NACA 23012 CON UN ANGULO DE ATAQUE A 12° CON LAS TÉCNICAS EXPERIMENTADAS Y $Re=1,352E5$

