

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA**

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**ÁREA DE POSGRADO**

**MAESTRÍA Y DOCTORADO EN CIENCIAS E INGENIERÍA**



**“Caracterización del comportamiento de perfiles aerodinámicos para la  
experimentación fundamentado en los estándares y normatividad  
Aeroespacial”**

**T E S I S**

**Que presenta para obtener el grado de MAESTRO EN CIENCIAS**

**ING. GUILLERMO SALAZAR IBARRA**

**DIRECTOR DE TESIS:  
DR. VICTOR NUÑO MORENO**

**MEXICALI, B. C.**

**SEPTIEMBRE DEL 2012**

## Dedicatoria

El presente trabajo de tesis con el cual culmino mis estudios de maestría para obtener el grado de Maestro en Ciencias, va en dedicación para las siguientes personas.

*A Mis Padres, Jaime y Guadalupe,* ya que sin ellos no hubiera podido llegar hasta estas instancias, debido a que en todo momento me han apoyado en todos los aspectos, guiándome por el buen camino y alentándome para sobresalir y dar lo mejor de mí cada día. *“Una buena familia, comienza por un buen ejemplo de los padres”.*

*A Mis Hermanos, Claudia y Jaime Fco.,* que me han servido de ejemplo en varios aspectos de la vida, para con ello poder llegar a ser tan buena persona como lo son y algún día tener tantos logros exitosos como ellos.

*A la Familia Ibarra,* los cuales siempre me han alentado dado que se sienten orgullosos de las metas que me pongo en la vida y que poco a poco he superado.

## **Agradecimientos**

Los presentes agradecimientos son para los maestros y doctores que a lo largo de mis estudios de maestría me han ayudado, tanto en la impartición de materias que me sirvieron como apoyo, como en las diferentes dudas e inquietudes que se desarrollaban, en las cuales con profesionalismo me hacían las observaciones pertinentes, dichas personas son: *Dr. Israel Saucedo Meza, Dr. Jesús Márquez González, Dr. Álvaro González Ángeles y el M.C Rigoberto Zamora Alarcón.*

Por otro lado quiero agradecerle especialmente a una gran persona la cual fue mi asesor, tutor y director de tesis el *Dr. Victor Nuño Moreno*, debido a que a lo largo de los dos años de maestría e incluso en mis últimos semestres de licenciatura, siempre estuvo disponible para apoyarme y resolver cualquier tipo de aclaración, duda o inquietud con sus grandes conocimientos en la rama de Mecánica y Aeroespacial.

Muchas gracias Doctores y Maestros por todo su tiempo brindado que es lo más importante con lo que contamos.

## Resumen

En la actualidad los temas de la Aerodinámica y la industria Aeroespacial, han crecido desmesuradamente, dada la necesidad del hombre de recorrer grandes distancias en menor tiempo, con mayor comodidad y mejor calidad del servicio. Dichos avances han sido posibles debido al desarrollo tan grande de la tecnología en los últimos años.

Es por ello que se escogió el tema de “Caracterización del comportamiento de perfiles aerodinámicos para la experimentación fundamentado en los estándares y normatividad Aeroespacial”, el cual nos ayudará a comprender y optimizar los componentes aerodinámicos, en este caso en particular, los perfiles alares y sus estructuras.

A través del presente trabajo, se desarrolló una metodología para realizar experimentación a varios perfiles comerciales de la normatividad NACA y estándares Boeing, los cuales trabajan en diferentes rangos de velocidades (subsónicos y supersónicos), para con ello llegar a conclusiones de su grado óptimo de operación, así como también en las condiciones a las cuales están sometidas, en este caso con un acabado superficial de disminución de rugosidad por medio de un resane y capas de pintura.

Para llevar a cabo dicha metodología se utilizó el apoyo de varios equipos y softwares. Teniendo el perfil alar en dos dimensiones se hace uso de un software de modelado para realizar el diseño en tres dimensiones de la estructura del ala. Más adelante se pasa al software de modelado y se realiza su impresión en tres dimensiones, con lo que se obtiene un modelo a escala físico del ala en cuestión. Dicha ala se introduce en el túnel de viento donde se realiza la experimentación y se recaban los datos de las mediciones hechas. Una vez teniendo los datos se prosigue a la elaboración de tablas y gráficas, con el fin de poder interpretar los datos con mayor facilidad. Esta metodología se siguió para un perfil NACA 4412, uno Supercrítico y uno BAC J. Para finalizar la parte de la experimentación se aplicaron variaciones a las mediciones tales como aplicar un recubrimiento a la superficie alar y aumentar el número de puntos de apoyo a dos.

Para dar énfasis en las conclusiones más destacadas, se puede mencionar el disminuir la rugosidad presente del ala aplicando un acabo superficial al modelo en cuestión y la sujeción del mismo con dos puntos de apoyo (Esto último para disminuir la vibración que se presenta a la hora de mandar el flujo de aire).

Aplicando la metodología descrita en el interior de este trabajo se recabaron resultados los cuales fueron óptimos al momento de comparar los diferentes tipos de estructuras alares. Con ello se obtuvieron los rangos eficientes de operación de las alas en donde se presenta una menor resistencia al viento y una mayor capacidad de vuelo (fuerzas de arrastre y sustentación respectivamente).

Haciendo un análisis más específico en un rango de 8 a 12 grados de ángulo de ataque, para un perfil BAC J, se resalta la variación entre las curvas experimentales del ala con acabado y del ala sin acabado. Con esto se demuestra que el acabado influye de forma positiva y se aprecia que su punto óptimo de trabajo es a  $8^\circ$ . Con esto se concluye que la metodología es didácticamente aplicable, dado que éste resultado coincide con el mencionado en la bibliografía.

## **Abstract**

In modern times, the study of Aerodynamics and the Aerospace Industry have grown at incredible levels, given men's necessity to travel big distances in less time, experiencing major comfort and better quality in service. Those major advances are result of the great development that technology has achieved in the past years.

That's the reason why "Characterization of the behavior of airfoils for experimentation based on the Aerospace standards and regulations" was chosen as a topic, because it would help us understand and optimize aerodynamics components, in this particular case, airfoils and their structures.

Through this investigation, a methodology was developed to perform experimentation in various commercial profiles of NACA's normativity and Boeing standards, who work in different ranges of speeds (supersonic and subsonic), so that we could understand how they work at optimal operational grades, as well as the conditions in which they are involved, in this particular case with a decrease of roughness on the surface by patching and coatings.

To implement this methodology it was used the support of multiple computers and softwares. Having the two-dimensional airfoil it makes use of modeling software for three-dimensional design of the wing structure. After that, it passed to the printing software and prints the model in three dimensions, which results in a physical scale model of the wing in case. That wing is introduced into the wind tunnel where the experiment is performed and obtains the data by measurements that it made. Once that the entire data are taking, continues making the graphs, in order to interpret the data more easily. This methodology was followed for a NACA 4412, a Supercritical and a BAC J profiles. To end the part of the experimentation, variations were applied to the measurements, such as applying a coating to the wing area and increase the number of support points to two.

To emphasize main conclusions, you must reduce the present wing roughness by applying a surface finish to the model in question and hold of it with two points of support (latter to reduce the vibration that occurs when sending the airflow).

Using the methodology described within this paper, were obtained optimum results when comparing different types of wing structures and collected efficient operating ranges of the wings where they showed less wind resistance and increased flight capacity (drag and lift forces respectively).

Making a more specific analysis in a range of 8 to 12 degrees of angle of attack, for a profile BAC J, highlights the variation between the experimental curves of the wing with finish and the wing without finish. This shows that the finish has a positive impact and shows that the optimal point of work is 8 grades of angles of attack. This concludes that the methodology is didactically applicable, because this result coincides with the one mentioned in the literature.

## ÍNDICE DEL CONTENIDO

|  | <u>Página</u> |
|--|---------------|
| Dedicatoria  |               |
| Agradecimientos  |               |
| Resumen  | i             |
| Abstract   | iii           |
| Índice del contenido   | v             |
| Índice de Figuras  | x             |
| Índice de tablas   | xiv           |
| Hipótesis  | xv            |
| Objetivo   | xv            |
| Metas  | xv            |
| Justificación  | xv            |
| Introducción   | xvi           |
| <br>   |               |
| <b>Capítulo 1</b>  |               |
| <b>Antecedentes y normatividad de la Aerodinámica</b>  | <b>1</b>      |
| 1.1 Introducción a la Aerodinámica.  | 1             |
| 1.1.1 Mecánica de fluidos.   | 2             |
| 1.1.2 Estática de fluidos.   | 2             |
| 1.1.2.1 Definición de presión.   | 2             |
| 1.1.2.2 Transmisión de presión.  | 3             |
| 1.1.2.3 Presión absoluta, presión manométrica y presión de vacío.                            | 3             |
| 1.1.2.4 Flujo laminar y flujo turbulento.  | 4             |
| 1.1.3 Teorema de Bernoulli.  | 4             |
| 1.1.4 Efecto Venturi.  | 5             |
| 1.1.5 Flujo compresible.   | 5             |
| 1.1.5.1 Propagación de ondas en fluidos compresibles.  | 6             |
| 1.1.5.2 Velocidad del sonido.  | 7             |
| 1.1.5.3 Número de Mach.  | 7             |
| 1.2 Aerodinámica.  | 8             |
| 1.2.1 Perfil Aerodinámico.   | 8             |
| 1.2.2 Sustentación.  | 9             |
| 1.2.2.1 Variables que intervienen en la sustentación.  | 11            |
| 1.2.3 Resistencia Aerodinámica.  | 12            |
| 1.3 Industria Aeroespacial.  | 13            |
| 1.4 Antecedentes de los primeros procedimientos y pruebas estandarizadas en la Aerodinámica. | 14            |
| 1.4.1 Túneles de viento primero en Aviación.   | 14            |
| 1.4.2 Experimentación con modelos a escala.  | 14            |
| 1.4.3 Primeras pruebas aerodinámicas.  | 15            |
| 1.4.4 Brazo giratorio.   | 15            |
| 1.4.5 Investigación y desarrollo tecnológico.  | 17            |
| 1.4.6 Diseño experimental.   | 19            |
| 1.4.7 Antecedentes de los primeros vuelos.   | 21            |
| 1.5 Agencias de investigación y desarrollo.  | 24            |
| 1.5.1 Agencias de investigación en América.  | 24            |

|   | <b><u>Página</u></b> |
|---|----------------------|
| 1.5.1.1 NASA.   | 24                   |
| 1.5.1.1.1 Historia de la NASA.  | 24                   |
| 1.5.1.1.2 Organización de la NASA.  | 26                   |
| 1.5.1.1.3 NASA en la actualidad.  | 26                   |
| 1.5.1.2 NACA.   | 27                   |
| 1.5.1.2.1 Principales contribuciones de la NACA.                                    | 27                   |
| 1.5.1.2.2 Logros significativos de la NACA.   | 29                   |
| 1.5.1.2.3 Aerocentros de la NACA.   | 30                   |
| 1.5.1.3 AIAA.   | 31                   |
| 1.5.1.3.1 Historia de la AIAA.  | 31                   |
| 1.5.1.4 Boeing.   | 33                   |
| 1.5.1.4.1 Aviones comerciales de Boeing.  | 34                   |
| 1.5.1.4.2 Defensa, espacio y seguridad de Boeing.                                   | 34                   |
| 1.5.1.4.3 Corporación capital de Boeing.  | 35                   |
| 1.5.1.4.4 Ingeniería, operaciones y tecnología de Boeing.                           | 35                   |
| 1.5.1.5 AIA.  | 36                   |
| 1.5.1.6 Corporación Aeroespacial Hughes.  | 36                   |
| 1.5.2 Agencias de investigación en Europa.  | 38                   |
| 1.5.2.1 EADS.   | 38                   |
| 1.5.2.1.1 Historia de la EADS.  | 39                   |
| 1.5.2.1.2 Airbus.   | 39                   |
| 1.5.2.2 ESA.  | 40                   |
| 1.5.2.3 ASD.  | 42                   |
| 1.5.2.3.1 Historia de la ASD.   | 43                   |
| 1.5.3 Agencias de investigación en Asia.  | 44                   |
| 1.5.3.1 UAC.  | 44                   |
| 1.5.3.1.1 Estrategia de desarrollo en el área de aeronaves civiles de la UAC.       | 45                   |
| 1.5.3.1.2 Estrategia de desarrollo en el área de aeronaves militares de la UAC.     | 45                   |
| 1.5.3.1.3 Estrategia de desarrollo en el área de aeronaves de transporte de la UAC. | 46                   |
| 1.5.3.2 JAXA.   | 46                   |
| 1.6 Normatividad Aerodinámica y Aeroespacial.                                       | 47                   |
| 1.6.1 Estándares de la AIAA.  | 48                   |
| 1.6.2 Estándares de la NACA.  | 49                   |
| 1.6.3 Estándares de la FAA.   | 50                   |
| 1.7 Estándares en la industria de la aviación.                                      | 50                   |
| 1.7.1 Estándares de Boeing.   | 50                   |
| 1.7.2 Estándares de Airbus.   | 51                   |
| 1.8 Tendencias en la normatividad y el estado de arte en la Aerodinámica.           | 53                   |
| 1.8.1 Laboratorio de Aerodinámica del Instituto Politécnico Nacional.               | 53                   |
| 1.8.2 Laboratorio de Aerodinámica del NTNU.   | 53                   |
| 1.8.3 Facultad de Ingeniería Aeroespacial. Technion Israel.                         | 54                   |
| 1.8.4 Laboratorio de Aerodinámica. Instituto para la investigación Aerodinámica.    | 56                   |
| 1.8.4.1 Aerodinámica de ala fija.   | 57                   |

|  | <b><u>Página</u></b> |
|--|----------------------|
| 1.8.4.2 Instalaciones.   | 58                   |
| 1.8.4.3 Ala rotatoria aerodinámica.  | 58                   |
| <b>Capítulo 2</b>  |                      |
| <b>Planteamiento del diseño de un laboratorio de experimentación en la Aerodinámica.</b> | <b>59</b>            |
| 2.1 Laboratorio de fluidos.  | 59                   |
| 2.2 Flujo compresible.   | 59                   |
| 2.2.1 Modulo de compresibilidad.   | 60                   |
| 2.2.2 Velocidad del sonido.  | 61                   |
| 2.2.3 Número de Mach.  | 63                   |
| 2.3 Diseño y construcción de túneles de viento.  | 65                   |
| 2.3.1 Partes de un túnel de viento.  | 66                   |
| 2.3.2 Aire con colorante.  | 70                   |
| 2.3.3 Túnel de viento en la Aerodinámica.  | 71                   |
| 2.3.4 Pérdidas en un túnel de viento.  | 71                   |
| 2.3.4.1 Secciones cilíndricas.   | 72                   |
| 2.3.4.2 Secciones divergentes.   | 73                   |
| 2.3.4.3 Las esquinas.  | 74                   |
| 2.3.4.4 Cono de contracción.   | 74                   |
| 2.3.4.5 Pantallas.   | 75                   |
| 2.4 Túneles de viento subsónicos.  | 76                   |
| 2.5 Diferencia de túneles de viento subsónico y supersónico.                             | 77                   |
| 2.6 Fuerzas de arrastre.   | 79                   |
| 2.6.1 Efecto de dar forma Aerodinámica.  | 81                   |
| 2.6.2 Coeficiente de arrastre de perfiles.   | 82                   |
| 2.7 Fuerzas de empuje.   | 84                   |
| 2.7.1 Principio de Arquímedes.   | 85                   |
| 2.8 Perfiles Aerodinámicos.  | 85                   |
| 2.8.1 Clasificación de los perfiles alares.  | 90                   |
| 2.8.2 Perfiles NACA.   | 91                   |
| 2.8.2.1 NACA Serie 4 (4 Dígitos)   | 91                   |
| 2.8.2.2 NACA Serie 5 (5 Dígitos)   | 93                   |
| 2.8.2.3 Modificaciones a los perfiles NACA de 4 y 5 Dígitos.                             | 95                   |
| 2.8.2.4 NACA Serie 1   | 95                   |
| 2.8.2.5 NACA Serie 6   | 96                   |
| 2.8.2.6 NACA Serie 7 y 8   | 96                   |
| 2.9 Modelos Aerodinámicos.   | 97                   |
| 2.9.1 Alas.  | 98                   |
| 2.9.2 Fuselaje.  | 99                   |
| 2.9.3 Flaps.   | 100                  |
| 2.9.4 Estabilizadores.   | 101                  |
| 2.9.4.1 Estabilizador horizontal (H/STAB).   | 101                  |
| 2.9.4.2 Estabilizador vertical (V/STAB).   | 101                  |
| 2.9.5 Alerones.  | 102                  |
| 2.9.6 Timón de profundidad.  | 102                  |

|  | <b><u>Página</u></b> |
|--|----------------------|
| 2.9.7 Timón de dirección.  | 103                  |
| 2.9.8 Slats.   | 103                  |
| 2.9.9 Spoilers.  | 104                  |
| <br>   |                      |
| <b>Capítulo 3</b>  |                      |
| <b>Análisis experimental en equipo aerodinámico subsónico.</b>                                 | <b>105</b>           |
| 3.1 Túnel de viento Subsónico AF100  | 105                  |
| 3.1.1 Sección de trabajo   | 106                  |
| 3.1.2 Instrumentos y modelos asociados al túnel AF100  | 106                  |
| 3.1.3 Instalación  | 110                  |
| 3.1.3.1 Instrucciones de manejo  | 110                  |
| 3.1.3.2 Localización   | 111                  |
| 3.1.3.3 Procedimiento de ensamblaje  | 111                  |
| 3.1.3.4 Procedimiento de prueba (Seguridad)  | 113                  |
| 3.1.3.5 Procedimiento para establecer la velocidad de referencia                               | 113                  |
| 3.1.3.6 Procedimiento para establecer una velocidad uniforme                                   | 114                  |
| 3.1.3.7 Mantenimiento general  | 114                  |
| 3.1.3.8 Mantenimiento eléctrico  | 114                  |
| 3.1.3.9 Pasos a realizar para hacer cambio de fusible  | 115                  |
| 3.1.3.10 Localización de los fusibles  | 115                  |
| 3.1.4 Calibración y ajuste   | 115                  |
| 3.1.4.1 Tubo de pitot estático AFA7 (300 mm.)  | 115                  |
| 3.1.4.2 AFA2 Componente simple para el balance de arrastre y sustentación                      | 116                  |
| 3.1.4.3 Conexión de la pantalla de medición  | 118                  |
| 3.1.4.4 Sistema generador de humo  | 118                  |
| 3.2 Métricas de operación  | 121                  |
| 3.3 Operación  | 133                  |
| 3.4 Experimentación  | 136                  |
| 3.4.1 Túnel de viento subsónico  | 141                  |
| 3.4.2 Modelo a escala NACA 4412  | 144                  |
| 3.4.2.1 Comportamiento de líneas de flujo  | 147                  |
| 3.4.2.2 Ángulos de ataque y variación  | 150                  |
| 3.4.3 Modelo a escala Perfil Alar supercrítico (Airfoil Supercritical)                         | 151                  |
| 3.4.3.1 Ángulos de ataque y variación en un perfil alar supercrítico                           | 161                  |
| 3.4.4 Modelo a escala Perfil BAC J   | 163                  |
| 3.4.4.1 Ángulos de ataque y variación en un perfil BAC J                                       | 168                  |
| 3.4.5 Rugosidad del ala  | 169                  |
| 3.4.5.1 Capa límite en superficies rugosas   | 170                  |
| 3.4.6 Puntos de sujeción del ala   | 171                  |
| 3.4.6.1 Esquema representativo de comportamiento de fuerzas                                    | 172                  |
| 3.4.6.2 Líneas de impresión del ala  | 173                  |
| 3.4.7 Disminución de factores de variación   | 173                  |
| 3.4.8 Análisis de ala con eliminación de factores  | 174                  |
| 3.4.8.1 Esquema representativo de comportamiento de fuerzas (Con ala recta y 1 punto de apoyo) | 177                  |

|   | <b><u>Página</u></b> |
|---|----------------------|
| 3.4.8.2 Ángulos de ataque y variación en ala recta con perfil BAC J.  | 178                  |
| 3.4.9 Comportamiento de la fuerza resultante con 2 puntos de apoyo en ala recta.  | 179                  |
| 3.4.9.1 Esquema representativo de comportamiento de fuerzas (Con ala recta y 2 puntos de apoyo)   | 180                  |
| 3.4.10 Comportamiento de la fuerza resultante en ala recta con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.   | 181                  |
| <b>Capítulo 4</b>   |                      |
| <b>Conclusiones y resultados</b>  | <b>183</b>           |
| 4.1 Ángulos de ataque y variación de un perfil NACA 4412  | 183                  |
| 4.2 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre de un ala Supercrítica  | 188                  |
| 4.3 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre de un ala Boeing 747.   | 191                  |
| 4.4 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre en ala recta de perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.                          | 194                  |
| 4.5 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre en ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.                         | 198                  |
| 4.6 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre en ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.                             | 202                  |
| 4.7 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre en ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo con y sin acabado superficial para 8°, 10° y 12°. | 206                  |
| Conclusiones  | 209                  |
| Recomendaciones y trabajo futuros.  | 211                  |
| <b>Referencias</b>  | <b>213</b>           |

## ÍNDICE DE FIGURAS

|   | <u>Página</u> |
|---|---------------|
| Figura 1.1 El paso del ala de un avión crea un vórtice identificable por el humo coloreado. | 1             |
| Figura 1.2 Vista de un corte en un tubo Venturi.  | 5             |
| Figura 1.3 Perfil Aerodinámico.   | 8             |
| Figura 1.4 Fuerza Aerodinámica.   | 9             |
| Figura 1.5 Fuerzas que intervienen en un perfil aerodinámico.                               | 10            |
| Figura 1.6 Sustentación.  | 10            |
| Figura 1.7 Curvas de velocidad vs resistencia inducida y resistencia parásita.              | 12            |
| Figura 1.8 Réplica de túnel de viento de los hermanos Wright.                               | 22            |
| Figura 1.9 Algunos perfiles NACA.   | 49            |
| Figura 2.1 Partes básicas de un túnel de viento.  | 67            |
| Figura 2.2 Túnel de viento subsónico.   | 76            |
| Figura 2.3 Dirección y sentido del empuje.  | 84            |
| Figura 2.4 Perfil aerodinámico. Presión vs Velocidad.                                       | 86            |
| Figura 2.5 Características geométricas de un perfil aerodinámico.                           | 88            |
| Figura 2.6 Terminología empleada en Perfiles.   | 91            |
| Figura 2.7 Contorno del perfil NACA 2412.   | 92            |
| Figura 2.8 Comparación de algunos perfiles NACA 241X.                                       | 93            |
| Figura 2.9 Contorno del perfil NACA 23012.  | 94            |
| Figura 2.10 Partes de un avión.   | 98            |
| Figura 2.11 Tipos de flaps.   | 100           |
| Figura 2.12 Control con los flaps y slats.  | 100           |
| Figura 2.13 Control con los alerones.   | 102           |
| Figura 2.14 Control con el timón de profundidad.  | 102           |
| Figura 2.15 Control con el timón de dirección.  | 103           |
| Figura 2.16 Tipos de slats.   | 103           |
| Figura 2.17 Spoiler, flaps y slat.  | 104           |
| Figura 2.18 Control con los spoilers.   | 104           |
| Figura 3.1 Punto de transición de flujo laminar a flujo turbulento.                         | 126           |
| Figura 3.2 Variación del Número de Reynolds.  | 128           |
| Figura 3.3 Perfiles de flujos en una tubería.   | 129           |
| Figura 3.4 Variación de sustentación y resistencia según el ángulo de ataque.               | 131           |
| Figura 3.5 Software VDAS.   | 134           |
| Figura 3.6 Selección del Túnel de viento.   | 134           |
| Figura 3.7 Conexión Software-AF100.   | 134           |
| Figura 3.8 Pantalla principal de adquisición de datos de VDAS.                              | 135           |
| Figura 3.9 Ejemplos de tipo de modelado a) sólido. b) baja densidad. c) alta densidad.      | 137           |
| Figura 3.10 Pestaña General de Catalyst X.  | 138           |
| Figura 3.11 Pestaña Orientación de Catalyst X.  | 139           |
| Figura 3.12 Pestaña Paquete de Catalyst X.  | 140           |
| Figura 3.13 Algunos perfiles NACA.  | 142           |
| Figura 3.14 DesingFOIL Workshop.  | 143           |
| Figura 3.15 Perfil NACA 4412.   | 143           |
| Figura 3.16 Puntos homólogos en un perfil alar.   | 146           |
| Figura 3.17 Parámetros del perfil NACA 4412.  | 148           |

|   | <b><u>Página</u></b> |
|---|----------------------|
| Figura 3.18 Vista isométrica perfil NACA 4412 en Catalyst X.  | 149                  |
| Figura 3.19 Vista superior perfil NACA 4412 en Catalyst X.  | 149                  |
| Figura 3.20 Vista frontal perfil NACA 4412 en Catalyst X.   | 150                  |
| Figura 3.21 Ventanas de presentación de las fuerzas en el software VDAS   | 150                  |
| Figura 3.22 Comparación de la onda de choque en perfiles convencionales y en perfiles supercríticos.  | 152                  |
| Figura 3.23 Perfil alar supercrítico.   | 152                  |
| Figura 3.24 Medidas en milímetros del orificio en el perfil alar supercrítico.  | 154                  |
| Figura 3.25 Vista de la distribución de las costillas en un software CAD.   | 155                  |
| Figura 3.26 Medidas en milímetros de la distribución de los largueros.<br>El perfil de la izquierda es el perfil con cuerda mayor, y el perfil de la derecha es el perfil con cuerda menor. | 155                  |
| Figura 3.27 Distancia de separación de las costillas en milímetros del perfil alar supercrítico.  | 156                  |
| Figura 3.28 Medidas de las longitudes de las cuerdas de las costillas en milímetros del perfil alar supercrítico.   | 156                  |
| Figura 3.29 Distribución de vigas y largueros en software CAD.  | 157                  |
| Figura 3.30 Ángulos del contorno del ala supercrítica.  | 157                  |
| Figura 3.31 Ala Supercrítica.   | 158                  |
| Figura 3.32 Líneas de modelado del perfil supercrítico en Catalyst X.   | 159                  |
| Figura 3.33 Vista frontal de ala supercrítica en Catalyst X.  | 159                  |
| Figura 3.34 Vista isométrica de ala supercrítica en Catalyst X.   | 159                  |
| Figura 3.35 Vista superior de ala supercrítica en Catalyst X.   | 160                  |
| Figura 3.36 Área proyectada que actúa en la fuerza de arrastre.   | 161                  |
| Figura 3.37 Área proyectada que actúa en la fuerza de sustentación.   | 162                  |
| Figura 3.38 Variación de grados de ataque.  | 162                  |
| Figura 3.39 Perfil alar de un Boeing 747 (BAC J).   | 163                  |
| Figura 3.40 Medidas de un ala a escala de un Boeing 747.  | 164                  |
| Figura 3.41 Vista superior de un ala Boeing 747.  | 166                  |
| Figura 3.42 Vista frontal de un ala Boeing 747.   | 166                  |
| Figura 3.43 Vista isométrica de un ala Boeing 747.  | 166                  |
| Figura 3.44 Vista superior de las líneas de impresión en software Catalyst X.   | 167                  |
| Figura 3.45 Vista frontal de las líneas de impresión en software Catalyst X.  | 167                  |
| Figura 3.46 Vista isométrica de las líneas de impresión en software Catalyst X.   | 167                  |
| Figura 3.47 Área proyectada ( $\alpha -15^\circ$ ) que actúa en la fuerza de arrastre.  | 168                  |
| Figura 3.48 Área proyectada que actúa en Fuerza de Sustentación.  | 168                  |
| Figura 3.49 Áreas de arrastre y sustentación para los diferentes ángulos de ataque de un ala Boeing 747.  | 169                  |
| Figura 3.50 Rugosidad presente en el ala supercrítica.  | 170                  |
| Figura 3.51 Ejemplo de capa límite en un perfil aerodinámico.   | 171                  |
| Figura 3.52 Punto de sujeción de ala montada en el túnel de viento.   | 171                  |
| Figura 3.53 Esquema representativo de distribución de fuerzas.  | 172                  |
| Figura 3.54 Medida de longitud del objeto de sujeción.  | 172                  |
| Figura 3.55 Líneas de impresión paralelas a la dirección del flujo de aire.   | 173                  |
| Figura 3.56 Vista superior de un ala recta con un perfil BAC J.   | 173                  |
| Figura 3.57 Vista frontal de un ala recta con un perfil BAC J.  | 173                  |

|   | <b><u>Página</u></b> |
|---|----------------------|
| Figura 3.58 Vista isométrica de un ala recta con un perfil BAC J.   | 174                  |
| Figura 3.59 Vista lateral de un ala recta con un perfil BAC J.  | 174                  |
| Figura 3.60 Vista superior de las líneas de impresión en software Calatyst X.   | 174                  |
| Figura 3.61 Vista frontal de las líneas de impresión en software Calatyst X.  | 174                  |
| Figura 3.62 Vista isométrica de las líneas de impresión en software Calatyst X.   | 175                  |
| Figura 3.63 Vista lateral de las líneas de impresión en software Calatyst X.  | 175                  |
| Figura 3.64 Perfil BAC J adecuado a un ala recta.   | 175                  |
| Figura 3.65 Perfil BAC J.   | 175                  |
| Figura 3.66 Líneas de impresión perpendiculares al flujo en ala recta.  | 176                  |
| Figura 3.67 Líneas de impresión perpendiculares al flujo en ala recta (2).  | 176                  |
| Figura 3.68 Esquema representativo de distribución de fuerzas en un ala recta y un punto de apoyo.  | 177                  |
| Figura 3.69 Medidas reales de la cuerda del perfil y de la barra de apoyo (Superior).   | 177                  |
| Figura 3.70 Área proyectada (a 15°) que actúa en la fuerza de arrastre.   | 178                  |
| Figura 3.71 Área proyectada que actúa en la fuerza de sustentación.   | 178                  |
| Figura 3.72 Variación de grados de ataque.  | 179                  |
| Figura 3.73 Brida externa para túnel de viento con balero de 5/8 de pulgada en el interior.   | 180                  |
| Figura 3.74 Esquema representativo de distribución de fuerzas en un ala recta con dos puntos de apoyo.                                      | 180                  |
| Figura 3.75 Resanador de peso liviano Fast ‘N Final.  | 181                  |
| Figura 3.76 Espátula Petrul   | 181                  |
| Figura 3.77 Ala recta de perfil BAC J con acabado superficial.  | 182                  |
| Figura 4.1 Dirección de los ángulos de la tabla 4.1.  | 184                  |
| Figura 4.2 Dirección de los ángulos de la tabla 4.2.  | 185                  |
| Figura 4.3 Fuerza resultante de un perfil.  | 186                  |
| Figura 4.4 Medidas originales de un ala con perfil NACA 4412.   | 187                  |
| Figura 4.5 Dirección de los ángulos de la tabla 4.5   | 189                  |
| Figura 4.6 Dirección de los ángulos de la tabla 4.6   | 190                  |
| Figura 4.7 Gráfica experimental de fuerza resultante vs presión milímetros de agua en grados positivos de perfil Supercrítico.              | 190                  |
| Figura 4.8 Gráfica experimental de fuerza resultante vs presión milímetros de agua en grados negativos de perfil Supercrítico.              | 190                  |
| Figura 4.9 Dirección de los ángulos de la tabla 4.7   | 191                  |
| Figura 4.10 Dirección de los ángulos de la tabla 4.8  | 192                  |
| Figura 4.11 Gráfica experimental de fuerza resultante vs presión milímetros de agua en grados positivos de perfil BAC J.                    | 193                  |
| Figura 4.12 Gráfica experimental de fuerza resultante vs presión milímetros de agua en grados positivos de perfil BAC J.                    | 193                  |
| Figura 4.13 Dirección de los ángulos de la tabla 4.9  | 194                  |
| Figura 4.14 Dirección de los ángulos de la tabla 4.10   | 195                  |
| Figura 4.15 Gráfica de datos calculados para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial. | 196                  |
| Figura 4.16 Gráfica de datos calculados para ángulos negativos de ala recta de perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial. | 196                  |

|   | <b><u>Página</u></b> |
|---|----------------------|
| Figura 4.17 Gráfica de datos experimentales para ángulos positivos de ala recta de Perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.                         | 197                  |
| Figura 4.18 Gráfica de datos experimentales para ángulos negativos de ala recta de Perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.                         | 197                  |
| Figura 4.19 Dirección de ángulos de la tabla 4.11   | 198                  |
| Figura 4.20 Dirección de ángulos de la tabla 4.12   | 199                  |
| Figura 4.21 Gráfica de datos calculados para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.                            | 200                  |
| Figura 4.22 Gráfica de datos calculados para ángulos negativos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.                            | 200                  |
| Figura 4.23 Gráfica de datos experimentales para ángulos positivos de ala recta de Perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.                        | 201                  |
| Figura 4.24 Gráfica de datos experimentales para ángulos negativos de ala recta de Perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.                        | 201                  |
| Figura 4.25 Dirección de ángulos de la tabla 4.13   | 202                  |
| Figura 4.26 Dirección de ángulos de la tabla 4.14   | 203                  |
| Figura 4.27 Gráfica de datos calculados para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.                                | 204                  |
| Figura 4.28 Gráfica de datos calculados para ángulos negativos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.                                | 204                  |
| Figura 4.29 Gráfica de datos experimentales para ángulos positivos de ala recta de Perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.                            | 205                  |
| Figura 4.30 Gráfica de datos experimentales para ángulos negativos de ala recta de Perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.                            | 205                  |
| Figura 4.31 Gráfica comparativa de datos experimentales para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo con y sin acabado superficial.        | 206                  |
| Figura 4.32 Gráfica comparativa de datos experimentales para ángulos de 8°, 10° y 10° de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo con y sin acabado superficial. | 208                  |

## ÍNDICE DE TABLAS

|  | <u>Página</u> |
|--|---------------|
| Tabla 3.1 Medidas de X y Y del perfil alar Supercrítico.   | 154           |
| Tabla 3.2 Porcentaje de velocidad respecto al diferencial de presión.  | 160           |
| Tabla 3.3 Velocidades a los distintos diferenciales de presiones medidas.  | 161           |
| Tabla 3.4 Áreas de arrastre y sustentación para los diferentes ángulos de ataque de un ala supercrítica.   | 163           |
| Tabla 3.5 Coordenadas del perfil BAC J.  | 165           |
| Tabla 3.6 Relación de la variación de ángulos de ataque y fuerza de ala Boeing 747.  | 169           |
| Tabla 3.7 Áreas de arrastre y sustentación para los diferentes ángulos de ataque de un ala recta con perfil BAC J.   | 179           |
| Tabla 4.1 Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de un perfil NACA 4412.  | 183           |
| Tabla 4.2 Relación de variación de ángulos de ataque (negativos) y fuerza de un perfil NACA 4412.  | 184           |
| Tabla 4.3 Valores de la densidad del aire en función de la temperatura.  | 187           |
| Tabla 4.4 Medidas del perfil real y el perfil a escala NACA 4412   | 188           |
| Tabla 4.5 Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala Supercrítica.   | 188           |
| Tabla 4.6 Relación de variación de ángulos de ataque (negativos) y fuerza de ala Supercrítica.   | 189           |
| Tabla 4.7 Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala Boeing 747  | 191           |
| Tabla 4.8 Relación de variación de ángulos de ataque (negativo) y fuerza de ala Boeing 747.  | 192           |
| Tabla 4.9 Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.                    | 194           |
| Tabla 4.10 Relación de variación de ángulos de ataque (negativos) y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.       | 195           |
| Tabla 4.11 Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.                  | 198           |
| Tabla 4.12 Relación de variación de ángulos de ataque (negativos) y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.      | 199           |
| Tabla 4.13 Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.                      | 202           |
| Tabla 4.14 Relación de variación de ángulos de ataque (negativos) y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.          | 203           |
| Tabla 4.15 Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo sin acabado superficial para 8°, 10° y 12°. | 207           |
| Tabla 4.16 Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo con acabado superficial para 8°, 10° y 12°. | 208           |

## **Hipótesis**

A través del análisis, estudio y aplicación de la normatividad Aeroespacial se diseñará un procedimiento experimental de comportamiento de perfiles aerodinámicos en el rango de velocidades subsónicas que servirá de apoyo en el proceso enseñanza aprendizaje, la investigación y el desarrollo tecnológico.

## **Objetivo**

Caracterizar el comportamiento de perfiles aerodinámicos en el rango de velocidades subsónicas, el cual cumpla con todas las normativas, para desarrollar pruebas estandarizadas en apoyo de las áreas de licenciatura, maestría y doctorado, en la Universidad Autónoma de Baja California.

## **Metas**

- Desarrollar pruebas aerodinámicas y mediciones a diferentes partes y componentes aerodinámicos.
- Cumplir con la normatividad Aerodinámica y Aeroespacial, basándose en la NACA (Comité: Consejero Nacional para la Aerodinámica).
- Realizar diversas pruebas estandarizadas para que se lleven a cabo en las distintas áreas de licenciatura, maestría y doctorado así como actividades de investigación, en la Universidad Autónoma de Baja California.

## **Justificación**

La caracterización de los procedimientos de experimentación Aerodinámicos facilitará la obtención de información de pruebas reales a los diferentes componentes aeroespaciales que se desarrollen, para la investigación y consultoría en apoyo al sector industrial Aeroespacial. Con ello el alumnado de licenciatura y maestría de la UABC, tendrá la metodología idónea para la realización de pruebas y mediciones en cualquier estructura alar, combinando perfiles y tipos de ala con los cuales no se han experimentado aún.

## **Introducción**

El presente trabajo de tesis titulado “Caracterización del comportamiento de perfiles aerodinámicos para la experimentación fundamentado en los estándares y normatividad Aeroespacial”, desarrolla una metodología aplicable, la cual ayuda a la construcción de cualquier perfil aerodinámico aplicado a cualquier estructura alar, desde que se tiene el perfil en dos dimensiones, hasta su construcción física y recolección de datos experimentales. La importancia del trabajo, recae en el proceso enseñanza-aprendizaje, debido a que es la base para el planteo de prácticas de laboratorio de la carrera de Ing. Aeroespacial de la Universidad Autónoma de Baja California, así como también puede ser referencia para diversas universidades que quieran incursionar en esta área y como apoyo al sector aeroespacial del área.

¿Por qué escoger el tema de aerodinámica?, esto es debido a que se está pasando por una era donde las tecnologías influyen cada vez más en nuestra vida diaria, se desarrollan mayores avances debido a la experimentación, la cual comienza en un laboratorio. En este caso en particular, todos los prototipos y modelos aeroespaciales (tales como estructuras alares) se prueban en un túnel de viento para conocer el funcionamiento y rendimiento que tendrán a la hora de asemejar la atmosfera y condiciones a las cuales trabajarían en vuelo normal.

Primeramente en el capítulo 1, titulado “Antecedentes y normatividad de la Aerodinámica”, se abordan los conceptos y definiciones principales aplicables al área de la aerodinámica, así como también se describe la historia, procedimientos, pruebas, experimentación, estándares y normatividad en la industria Aeroespacial y sus principales organizaciones alrededor del mundo.

Por otro lado en el capítulo 2, denominado “Planteamiento del diseño de un laboratorio de experimentación en la Aerodinámica”, se adentra más a los conceptos específicos que se tratarán en el trabajo actual, y se enfatiza a las pruebas y funcionamiento de la principal herramienta para la experimentación aerodinámica: como el túnel de viento (en este caso subsónico). También se describen los estándares NACA, los cuales son los

principales en los que se basa la experimentación, los cuales rigen los parámetros de los perfiles alares. Para finalizar el capítulo se definen el funcionamiento de los diferentes componentes aerodinámicos que constituyen a un avión

En lo que concierne al capítulo 3, “Análisis experimental en equipo aerodinámico subsónico”, es donde se concentra toda la experimentación realizada a lo largo del presente trabajo, el cual empieza definiendo las partes, instalación, calibración y operación del túnel de viento subsónico (AF100). Una vez teniendo bien estudiado y comprendido lo anterior, se prosigue a aplicar los conocimientos de los capítulos anteriores y del actual para realizar la experimentación, la cual consiste en el desarrollo de la metodología propuesta a diferentes arreglos de estructuras alares, en las que destacan: Modelo a escala de un ala con perfil NACA 4412, Modelo a escala de un ala con un perfil alar Superscrítico y Modelo a escala de un ala con un perfil BAC J (utilizado por el avión comercial Boeing 747). Para contrarrestar las imperfecciones que presentan dichas alas, también se consideró la disminución de dichos factores y se analizó y experimentó con diferentes tipos de alas, con acabado superficial, sin acabado superficial, con un punto de apoyo y con dos puntos de apoyo.

Las “Conclusiones y Resultados” del presente trabajo se muestran en el capítulo 4, el cual hace el análisis comparativo de dichos tipos de alas mencionados en el capítulo anterior y además se hace un estudio con un rango más específico, a 8°, 10° y 12° de ángulo de ataque, con el que se muestra una mayor variación de los arreglos de alas y se aprecia con mayor exactitud la optimización de la metodología y los resultados obtenidos.

# Capítulo 1

## Antecedes y normatividad de la Aerodinámica

### 1.1 Introducción a la Aerodinámica

Es la rama de la mecánica de fluidos que se ocupa del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos, y de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en dichos fluidos. Como ejemplo del ámbito de la aerodinámica podemos mencionar el movimiento de un avión a través del aire entre otros (Figura 1.1). La presencia de un objeto en un fluido gaseoso modifica la repartición de presiones y velocidades de las partículas del fluido, originando fuerzas de sustentación y resistencia. La modificación de unos de los valores (presión o velocidad) modifica automáticamente en forma opuesta el otro. [1]



**Figura 1.1** El paso del ala de un avión crea un vórtice identificable por el humo coloreado

A la importancia propia de la aerodinámica hay que añadir el valor de su aportación a la aeronáutica. De acuerdo con el número de Mach o velocidad relativa de un móvil con

respecto al aire, la aerodinámica se divide en subsónica y supersónica según que dicho número sea inferior o superior a la unidad.

Hay ciertas leyes de la aerodinámica, aplicables a cualquier objeto moviéndose a través del aire, que explican el vuelo de objetos más pesados que el aire. Para el estudio del vuelo, es lo mismo considerar que es el objeto el que se mueve a través del aire, como que este objeto esté inmóvil y es el aire el que se mueve (de esta última forma se prueban en los túneles de viento prototipos de aviones). [2]

### **1.1.1 Mecánica de fluidos**

La mecánica de fluidos es la rama de la mecánica de medios continuos (que a su vez es una rama de la física) que estudia el movimiento de los fluidos (gases y líquidos) así como las fuerzas que los provocan. La característica fundamental que define a los fluidos es su incapacidad para resistir esfuerzos cortantes (lo que provoca que carezcan de forma definida). También estudia las interacciones entre el fluido y el contorno que lo limita. La hipótesis fundamental en la que se basa toda la mecánica de fluidos es la hipótesis del medio continuo. [3]

### **1.1.2 Estática de los fluidos**

En general, los fluidos ejercen fuerzas normales y de cortante sobre superficies que se encuentren en contacto con ellos, pero sólo los fluidos con gradientes de velocidad producen fuerzas de cortante; para fluidos en reposo, sólo existen fuerzas normales. Estas fuerzas normales en fluidos se denominan fuerzas de presión. [3]

#### **1.1.2.1 Definición de presión**

En todo punto en un fluido estático existe cierta intensidad de presión. De manera específica ésta, que por lo general se llama simplemente presión, se define como sigue:

$$p = \lim (\Delta F / \Delta A) = dF / dA \quad (1.1)$$

Donde F es la fuerza normal que actúa sobre el área A. [3]

### **1.1.2.2 Transmisión de presión**

En un sistema cerrado, un cambio de presión producido en un punto del sistema se transmite a todo el sistema. El principio se conoce como ley de Pascal, en honor a Blaise Pascal, científico francés que fue el primero en expresarlo en 1653. Este fenómeno de transmisión de presión, junto con la facilidad con la que los fluidos pueden moverse, ha llevado a la creación generalizada de controles hidráulicos para operar equipos diversos, por ejemplo, superficies de control en aviones, maquinaria pesada para movimiento de tierra y prensas hidráulicas. [3]

### **1.1.2.3 Presión absoluta, presión manométrica y presión de vacío**

En ciertas regiones del espacio exterior, donde existe el vacío de gases, en esencia la presión tiende a cero. Esta condición casi se puede obtener en el laboratorio cuando se utiliza una bomba de vacío para provocar el vacío en una botella. La presión en un vacío se llama cero absoluto, y todas las presiones a que se haga referencia con respecto a esta presión se llaman presiones absolutas. Por tanto, la presión atmosférica al nivel del mar en un día particular podría darse como  $101 \text{ kN/m}^2$ , que es equivalente a 760 mm de desviación en un barómetro de mercurio.

Muchos aparatos para medir la presión miden presiones que no son absolutas, sino sólo diferencias de presión. Por ejemplo, un manómetro común de tubo de Bourdon indica sólo la diferencia entre la presión del líquido al que se conecta y la presión de la atmósfera. En este caso, entonces, la presión de referencia es en realidad la presión atmosférica del manómetro. Este tipo de lectura de presión se llama presión manométrica.

La unidad fundamental de presión del sistema SI es el pascal (Pa), que equivale a un newton por metro cuadrado ( $\text{N/m}^2$ ). Las presiones manométricas y absoluta suelen identificarse por la unidad. Por ejemplo, si se mide una presión de 50 kPa con un manómetro referido a la atmósfera y la presión atmosférica absoluta es de 100 kPa, entonces la presión se puede expresar ya sea como:

$$p = 50 \text{ kPa manométrica} \quad \text{o bien} \quad p = 150 \text{ kPa absoluta}$$

Siempre que se utilice la presión atmosférica como referencia (o bien, dicho de otro modo, cuando se mida presión manométrica), existe la posibilidad de que la presión así medida pueda ser positiva o negativa. Las presiones manométricas negativas también se llaman presiones de vacío. [3]

#### **1.1.2.4 Flujo laminar y flujo turbulento**

Un flujo laminar está asociado con velocidades de fluido de magnitud pequeña y también se caracteriza por una apariencia lisa. Un ejemplo típico sería el de la miel o almíbar espeso que sale al verterlos desde una jarra. El flujo laminar en una tubería tiene una distribución lisa y parabólica de velocidad.

El flujo turbulento se caracteriza por una apariencia de flujo, un mezclado intenso e inestable. Por ejemplo, el flujo en la estela de un barco es turbulento. Los remolinos observados en ella causan un mezclado intenso. Las descargas de humo que salen de una chimenea en un día con mucho viento ejemplifican un flujo turbulento. El mezclado es aparente conforme la descarga se abre y dispersa. El flujo turbulento se distribuye de manera casi uniforme a través de la tubería, esto ocurre debido a que el fluido a alta velocidad es transportado mediante remolinos turbulentos a través de la tubería hacia la región de baja velocidad cerca de la pared, y la baja velocidad en la pared es transportada hacia el centro de la tubería, efectuando una distribución de velocidad casi uniforme. La velocidad en cualquier punto de la tubería fluctúa con el tiempo, así que el flujo es inestable.[3]

#### **1.1.3 Teorema de Bernoulli**

Fue formulado en 1738 por el matemático y físico Daniel Bernoulli y enuncia que se produce una disminución de la presión de un fluido (líquido o gas) en movimiento cuando aumenta su velocidad. El teorema afirma que la energía total de un sistema de fluidos con flujo uniforme permanece constante a lo largo de la trayectoria de flujo. Puede demostrarse que, como consecuencia de ello, el aumento de velocidad del fluido debe verse compensado por una disminución de su presión. El teorema se aplica al flujo sobre superficies, como las alas de un avión o las Hélices de un barco.

Se desprende de aquí que:

$$\text{PRESION} + \text{VELOCIDAD} = \text{CONSTANTE} \quad (1.2)$$

Puede demostrarse fácilmente este teorema si tomamos una tira fina de papel, la colocamos junto a los labios y soplamos. En el momento que se produce el movimiento del aire, la presión sobre este flujo disminuye y por debajo de este aumenta, levantando la tira de papel.

La ecuación de Bernoulli se obtiene aplicando la segunda ley de Newton a lo largo de una línea de corriente. [1]

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho V^2_1 + \rho g z_1 = p_2 + \frac{1}{2}\rho V^2_2 + \rho g z_2 = \text{constante} \quad (1.3)$$

#### 1.1.4 Efecto Venturi

Las partículas de un fluido que pasan a través de un estrechamiento aumentan su velocidad, con lo cual disminuye su presión. (Figura 1.2)[1]

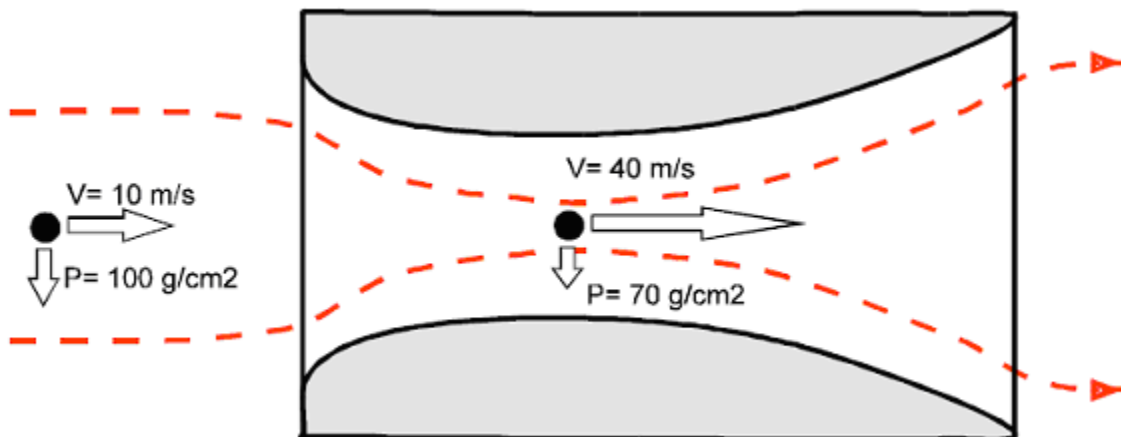


Figura 1.2 Vista de un corte en un tubo Venturi.

#### 1.1.5 Flujo compresible

Para demostrar por qué la compresibilidad de los fluidos es importante, considere un pistón en un tubo largo, recto, lleno de gas. Al principio el pistón y el gas están en reposo. Si de repente el pistón empieza a moverse a una velocidad constante, ¿Qué le pasa al

fluido? El fluido en contacto con el pistón se empieza a mover cuando éste lo hace, pero ¿Qué pasa con el fluido más alejado en el tubo? Si el fluido fuera incompresible, el gas se comportaría como un cuerpo sólido y la masa completa del fluido se movería con el pistón. Tan pronto se mueve el pistón, todo el fluido en el tubo deberá moverse a la misma velocidad, incluso el fluido alejado del pistón. En otras palabras, el efecto del movimiento del pistón deberá viajar a través del gas a una velocidad infinita.

Los fluidos reales no se comportan así, dado que son compresibles. Cuando el pistón empieza a moverse, el gas cercano a éste se empieza a comprimir (el gas que está lejos aún no empieza a moverse, de modo que el gas cercano empieza a comprimirse hasta un volumen más pequeño), luego el que está un poco más alejado y así en forma sucesiva. El movimiento del pistón se propaga a través del tubo como una onda de presión a una velocidad finita.

Es posible identificar el frente entre el gas comprimido y el gas sin perturbar, así como medir la velocidad a la que viaja. Si la perturbación de presión que causa el movimiento del pistón es pequeña comparada con la presión atmosférica, este frente de compresión viaja a la velocidad local del sonido (las ondas sonoras no son más que ondas de presión débiles). De hecho, la evidencia más común de la compresibilidad de los fluidos es la propagación de las ondas sonoras si un fluido fuera en verdad incompresible, las ondas sonoras no podrían viajar a través de ellos. En contraste, si las perturbaciones de presión que causa el movimiento del pistón no son pequeñas, aparecerán las ondas de choque. Una onda de choque es una región muy delgada donde la velocidad, presión, temperatura y densidad cambian en forma significativa. La onda de choque que se forma en un tubo es plana y viaja en el gas a una velocidad cuyo valor está entre la velocidad del sonido en el gas sin perturbar y la velocidad del sonido en el gas comprimido.[4]

#### **1.1.5.1 Propagación de ondas en fluidos compresibles**

La velocidad de un líquido fluyendo suele ser mucho menor que la velocidad a la que se propaga una perturbación de presión en un líquido. Por el contrario, los flujos de un gas pueden alcanzar velocidades que son comparables e incluso mayores que la velocidad a

la que se propagan las perturbaciones de presión. En esta situación, con fluidos compresibles, la velocidad de propagación es un parámetro importante y debe estar incorporada al análisis de flujo. [3]

#### **1.1.5.2 Velocidad del sonido**

La velocidad del sonido se define como la rapidez a la que se propaga una perturbación infinitesimal (pulso de presión) en un medio respecto al marco de referencia de ese medio. Las ondas de sonido reales, formadas por perturbaciones de presión de amplitud finita que nuestros oídos pueden detectar, se mueven con rapidez sólo ligeramente mayor que la velocidad del sonido. [3]

#### **1.1.5.3 Numero de Mach**

Un parámetro importante es el número de Mach,  $M$ , que se define como la razón entre la velocidad promedio del flujo,  $V$ , respecto a la velocidad del sonido,  $a$ , es decir:

$$M = V/a \quad (1.4)$$

En un flujo subsónico ( $M < 1$ ), las ondas de presión influyen en el campo de flujo completo, lo cual explica por qué a cierta distancia aguas arriba del cuerpo se ajusta a la presencia del cuerpo: sabe que el cuerpo está ahí porque las ondas de presión transmiten la información que anuncia su presencia. En un cilindro, esta distancia es del orden de 10 diámetros. En términos matemáticos, el campo de flujo es elíptico, lo cual significa que todas las partes del fluido se afectan por todas las otras partes, ya que la información se transmite libremente a través del campo de flujo.

Si el cuerpo se ubicara en un campo de flujo sónico ( $M > 1$ ), las ondas de presión viajarían a la velocidad del sonido, pero también el flujo las barrería aguas abajo a la misma velocidad. Todas las ondas se juntan a lo largo de una línea normal a la dirección del flujo y el flujo corriente arriba del cuerpo nunca siente la presencia del cuerpo. El flujo ya no se ajusta a la presencia del cuerpo de manera gradual, sino repentina.

Cuando el flujo es supersónico ( $M > 1$ ), las ondas de presión todavía viajan a la velocidad del sonido, pero son barridas corriente abajo a una velocidad aún mayor, de manera que se aglomeran en una región de forma angulada. Sólo el flujo dentro de esa región siente la presencia del cuerpo. El ángulo que forma la envolvente de las ondas es  $\alpha_M$ , donde:

$$\text{sen } \alpha_M = 1/M \quad (1.5)$$

Éste ángulo se llama ángulo de Mach y es el ángulo que una onda de presión débil forma con la dirección del flujo en un flujo supersónico. La onda de presión débil suele denominarse onda de Mach.[4]

## 1.2 Aerodinámica

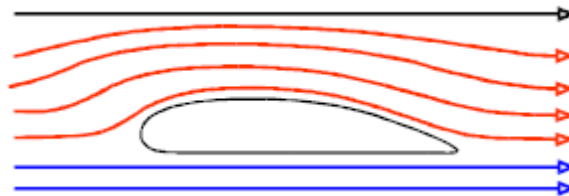
Aerodinámica es la ciencia que se ocupa del estudio del movimiento del aire y de las acciones que el mismo ejerce sobre los cuerpos que se mueven inmersos en él.

Las actuaciones estudian la trayectoria seguida por el centro de gravedad del avión a lo largo del vuelo.

La estabilidad estudia los movimientos naturales del avión alrededor de su centro de gravedad. [5]

### 1.2.1 Perfil Aerodinámico

Un cuerpo que posee una forma tal que permite aprovechar al máximo las fuerzas originadas por las variaciones de velocidades y presiones de una corriente de aire se denomina perfil aerodinámico (Figura 1.3).



**Figura 1.3** Perfil Aerodinámico.

Si realizamos un ejemplo gráfico tomando dos partículas que se mueven a una velocidad de 90 Km/h, y con una presión de 1 Kg/cm<sup>2</sup>, antes de la perturbación originada por la introducción del perfil aerodinámico. Entre la parte superior del perfil y la línea recta superior horizontal se produce una reducción de espacio, logrando un aumento de la velocidad del aire, mientras que en la parte inferior del perfil el recorrido de las partículas es horizontal, no modificando la corriente del aire. Puede observarse entonces que la partícula (1) aumenta su velocidad a 90,3Km/h (efecto Venturi) y la presión disminuye a 0,7 kg/cm<sup>2</sup> (efecto Bernoulli). La partícula (2) al no verse modificada por el perfil mantiene una velocidad de 90 Km/h y una presión de 1 Kg/cm<sup>2</sup>. Por lo tanto se puede observar que se ha originado una diferencia de presión entre la cara superior y la inferior, obteniendo como resultante una fuerza hacia arriba llamada Fuerza Aerodinámica (F) (Figura 1.4).[1]

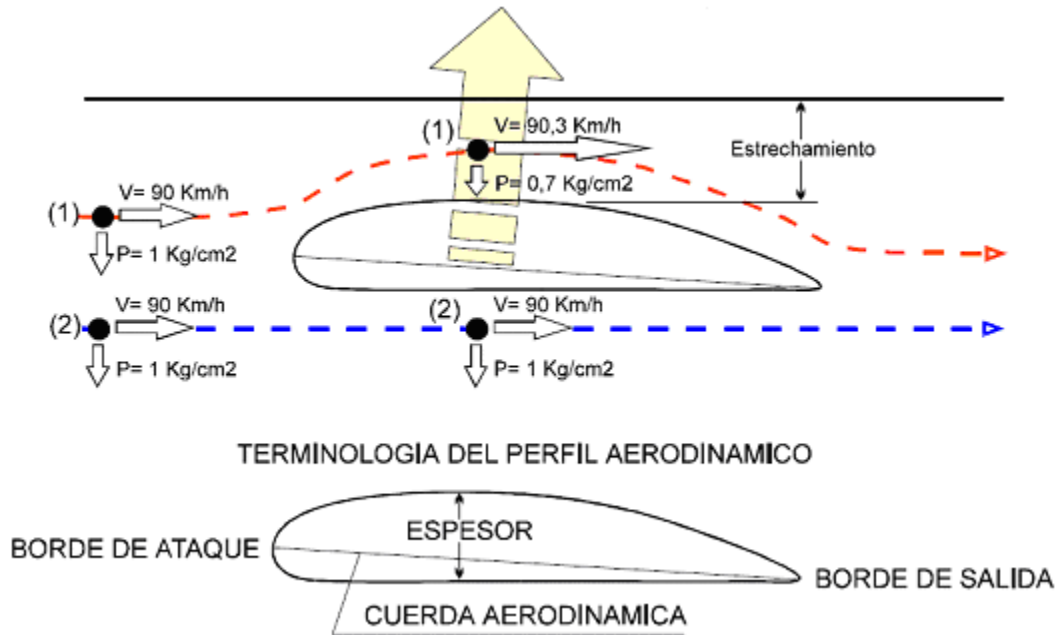


Figura 1.4 Fuerza Aerodinámica.

### 1.2.2 Sustentación

La fuerza del viento en el ala principal de un avión se puede pensar que está dividida en dos partes: un componente que empuja el avión hacia arriba y un componente que empuja el avión para atrás. La fuerza ascendente, la fuerza de sustentación o elevación, es lo que mantiene el avión en el aire. La diferencia de presión produce la fuerza neta de sustentación.

La sustentación producida en un ala o superficie aerodinámica es directamente proporcional al área total expuesta al flujo de aire y al cuadrado de la velocidad con que ese flujo incide en el ala (Figura 1.5 y 1.6). También es proporcional, para valores medios, a la inclinación del ángulo de ataque del eje de la superficie de sustentación respecto al de la corriente de aire. Para ángulos superiores a 14 grados, la sustentación cambia con rapidez hasta llegar a la pérdida total cuando, por efecto de esos valores, el aire se mueve produciendo torbellinos en la superficie de las alas. En ésta situación se dice que el perfil aerodinámico ha entrado en pérdida.[1]

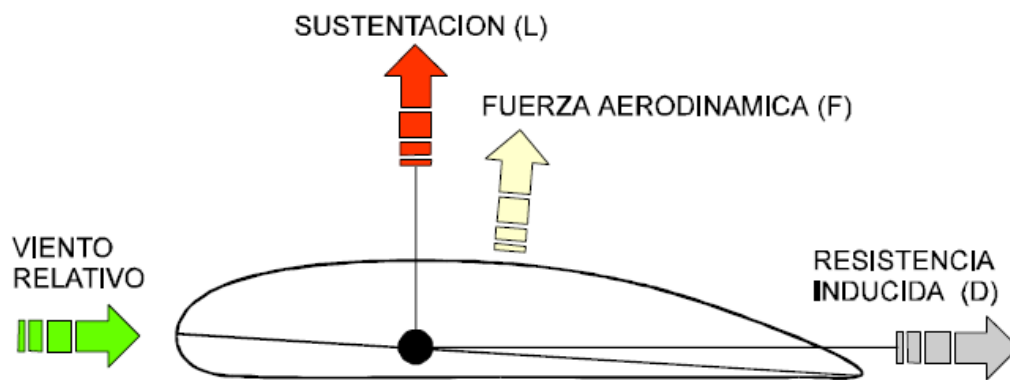


Figura 1.5 Fuerzas que intervienen en un perfil aerodinámico

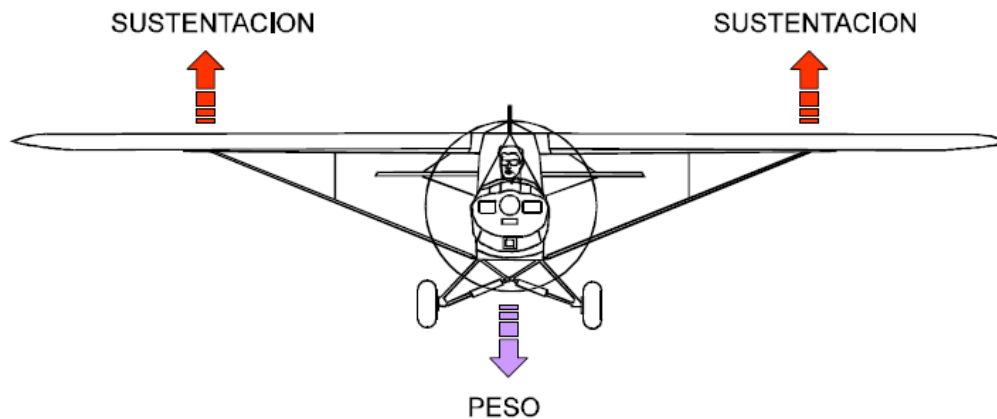


Figura 1.6 Sustentación

### 1.2.2.1 Variables que intervienen en la sustentación

Son varias las variables que influyen en la sustentación del avión, definiendo estas la sustentación del peso y la carga que transportará, algunas están dadas por el diseño, otras por condiciones climáticas y otras las puede variar el piloto.

#### 1) Densidad del aire:

El aire posee diferentes densidades dependiendo directamente de la temperatura del mismo. La densidad es la cantidad de partículas de aire por unidad de volumen. El aire caliente es menos denso que el aire frío, por lo tanto en invierno los aviones vuelan mejor.

#### 2) Velocidad del aire sobre el perfil aerodinámico:

La sustentación es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad.

#### 3) La superficie alar:

Cuanto mayor es la superficie alar mayor es la sustentación. Generalmente se posee poca acción para modificar esta acción. En el caso del PIPER PA11 no se puede modificar ya que no posee dispositivos hipersustentadores.

#### 4) El ángulo de ataque:

La sustentación es directamente proporcional al coseno del ángulo de ataque.

La fórmula de la sustentación que agrupa todos estos elementos sería la siguiente:

$$L = (r \cdot V^2 \cdot S \cdot C_f \cdot \cos a) / 2 \quad (1.6)$$

Donde:

L = Sustentación

r = Densidad del aire

V<sup>2</sup> = Velocidad al cuadrado

S = Superficie alar

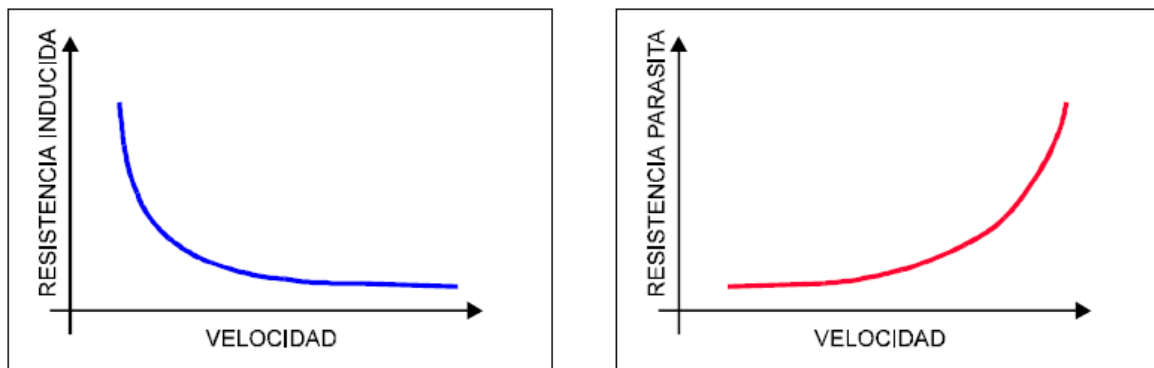
C<sub>f</sub> = Coeficiente aerodinámico

Cos a = Coseno del ángulo de ataque. [1]

### 1.2.3 Resistencia Aerodinámica

Los mismos factores que contribuyen al vuelo producen efectos no deseables como la resistencia. La resistencia es la fuerza que tiende a retardar el movimiento del avión en el aire. Un tipo de resistencia es la parásita, producida por la fricción del fuselaje, tren de aterrizaje, alerones, etc. Depende de la forma del objeto y de la rugosidad de su superficie. Se puede reducir mediante perfiles muy aerodinámicos del fuselaje y alas del avión. Hay diseños que incorporan elementos para reducir la fricción, consiguiendo que el aire que fluye en contacto con las alas mantenga el llamado flujo laminar cuando se desliza sobre ellas sin producir torbellinos.

Otro tipo de resistencia, llamada resistencia inducida, es el resultado directo de la sustentación producida por las alas (Figura 1.7).



**Figura 1.7** Curvas de velocidad vs resistencia inducida y resistencia parásita

Se llama resistencia total a la suma de ambas resistencias. La ingeniería aeronáutica trata de conseguir que la relación entre la sustentación y la resistencia total sea lo más alta posible, que se obtiene teóricamente al igualar la resistencia aerodinámica con la inducida, pero dicha relación en la práctica está limitada por factores como la velocidad y el peso admisible de la célula del avión. [1]

### **1.3 Industria Aeroespacial**

La industria aeroespacial es la industria que se ocupa del diseño, fabricación, comercialización y mantenimiento de aeronaves (aviones, helicópteros, vehículos aéreos no tripulados, misiles, etc.), naves espaciales y cohetes, así como de equipos específicos asociados (propulsión, sistemas de navegación, etc.). Es una de las actividades del sector económico de la industria aeronáutica y espacial. Estos sectores están estrechamente ligados a las actividades de abastecimiento de materiales militares. La industria aeroespacial es la aplicación de las actividades de la aeronáutica a los vuelos al espacio exterior, cuya aplicación para la defensa tiene fines militares.

La industria aeroespacial esta entre las industrias más grandes del mundo en términos de personas empleadas y el valor de la producción. Sin embargo, incluso más allá de su tamaño, la industria aeroespacial es una de las industrias claves del siglo XX. Como un fenómeno socio-político, la industria aeroespacial ha inflamado la imaginación de los jóvenes de todo el mundo, inspirado en las nuevas escuelas de diseño industrial, de manera decisiva reforzado tanto la auto-imagen y el poder del Estado-nación, y reducido el tamaño efectivo del mundo. Como un fenómeno económico, la industria aeroespacial ha consumido la mayor cantidad de fondos de investigación y desarrollo en muchos campos, la innovación subvencionadas en una amplia gama de tecnologías de componentes, evocó las nuevas formas de producción, estimuló la construcción de enormes complejos industriales, inspirado en las técnicas de gestión de alta tecnología, y justificó la incursión más profunda de los gobiernos nacionales en sus economías. Ninguna otra industria tiene tanta insistencia e interactúa tanto con el apartado burocrático del Estado-nación. La tecnología aeroespacial impregna muchas otras industrias, logística de viajes y turismo, las telecomunicaciones, la electrónica y la informática, los materiales avanzados, la construcción civil, bienes de capital de la fabricación y suministro de la defensa. Aquí, la industria aeroespacial se define por las empresas que diseñan y construyen aparatos que vuelan a través de nuestra atmósfera y el espacio ultraterrestre. [6]

## **1.4 Antecedentes de los primeros procedimientos y pruebas estandarizadas en la Aerodinámica**

### **1.4.1 Túneles de viento primero en Aviación**

Los primeros túneles de viento se utilizaron en aviación. A partir de los años 30 comenzaron a usarse para que los coches de carreras consiguieran alcanzar velocidades más altas y mayor adherencia al suelo, especialmente los de Fórmula 1 (hoy las grandes escuderías como Ferrari o McLaren siguen siendo uno de sus mejores clientes), pero también de categorías inferiores, como es el caso de los que pasan por Epsilon Euskadi, donde se ha construido el primer prototipo español para las 24 horas de Le Mans. *“Aún hoy puede observarse –comenta Fernández– cómo muchas de las aportaciones que se consiguieron para los aviones pasaron a los coches de F1. Se ve muy bien en los alerones que llevan, que no son más que alas puestas al revés, para que el coche se pegue al suelo y no se salga en las curvas”*.

El primer túnel de viento diseñado específicamente para analizar las propiedades aerodinámicas de los vehículos a motor comenzó a construirse en 1940, en Untertürkheim (Alemania). Durante la Segunda Guerra Mundial, los trabajos quedaron paralizados, y no fue hasta 1954 cuando comenzó a ser utilizado en vehículos de tamaño real. Actualmente es propiedad de Mercedes Benz. [7]

### **1.4.2 Experimentación con modelos a escala**

Las primeras unidades que llegan a los túneles de viento no son modelos reales, sino maquetas de los mismos a escala 1:2, es decir a mitad del tamaño real. La razón es, por supuesto, económica. Son más baratas y los resultados se pueden extrapolar al tamaño de un vehículo normal, porque si sometemos a una maqueta 1:2 a una velocidad de viento de 100 km/h genera las mismas resistencias y fuerzas que otro normal a una corriente de aire de 200 km/h. Los primeros pasos de un nuevo modelo se dan de la mano del ordenador, con simulaciones informáticas. Una vez que se ha definido un diseño base, se hacen las primeras maquetas que son las que pasan al túnel de viento. Están fabricadas en fibra de

carbono, arcilla... materiales que no se deformen y que sean fáciles de moldear y modificar si en las pruebas algún aspecto no funciona. [7]

### **1.4.3 Primeras pruebas aerodinámicas**

Los aeronautas del siglo XIX estudiaron atentamente el vuelo de los pájaros y empezaron a construir máquinas voladoras como modelo de estructuras aviar. Su artesanía similar a la de un pájaro fracasado miserablemente. Rápidamente se dieron cuenta de que en realidad no sabían nada de elevación y las fuerzas de arrastre que actúan en las superficies de corte a través de la atmósfera. Para volar, el hombre tuvo que entender el flujo de aire sobre las superficies de las aeronaves. Esto significaba que tenía que construir laboratorios en los cuales las alas, fuselajes y superficies de control podían ponerse a prueba en condiciones controladas. Así, no es sorprendente que el primer túnel de viento fue construido por Kitty Hawk 30 años antes de los hermanos Wright.

El túnel de viento es indispensable para el desarrollo de aviones modernos. Hoy en día ningún ingeniero aeronáutico, contemplaría la comisión de un diseño de aviones avanzados sin medir sus propiedades de elevación, arrastre, su estabilidad y capacidad de control en un túnel de viento. Primero se hacen pruebas en el túnel de viento y después pruebas en libre vuelo. [8]

### **1.4.4 Brazo giratorio**

La utilidad del túnel de viento es obvia hoy en día, pero no fue el primer dispositivo de prueba aerodinámica. Los primeros experimentadores se dieron cuenta de que necesitaban una máquina para sustituir a los vientos caprichosos de la naturaleza con un controlable flujo constante de aire. Reconocieron, como Leonardo da Vinci e Isaac Newton, que bien podían mover su modelo de prueba a través del aire a la velocidad requerida o podrían soplar el aire a través de un modelo estacionario. Ambos planteamientos fueron empleados en los primeros días de la aeronáutica.

En primer lugar, buscaron igualar las condiciones naturales del viento. Los modelos se montaban encima de crestas azotadas por el viento y en las boquillas sopladoras. El

dispositivo más sencillo y más barato para mover modelos en altas velocidades era el brazo giratorio, una especie de centrifugadora aeronáutica.

Benjamin Robins (1707-1751), un brillante matemático Inglés, fue el primero en emplear un brazo giratorio. Su primera máquina tenía un brazo de 4 pies de largo. Atada por un cuerpo que actuaba sobre una polea y un eje, la punta del brazo alcanzaba velocidades de tan sólo unos metros por segundo.

Robins montó diversas formas de pirámides, placas rectangulares, etc. en la punta del brazo y giró los cuerpos en diferentes orientaciones. Llegó a la conclusión de que "todas las teorías de la resistencia que hasta entonces estaban establecidos eran muy errantes". Experimento en varias ocasiones la misma corriente de aire en la misma zona, pero no todas las formas tenían la misma resistencia al aire o arrastre. La compleja relación entre arrastre, la forma del modelo, la orientación del modelo, y la velocidad del aire hizo que desafiara la teoría propuesta anteriormente por Newton y se puso a realizar pruebas en el ámbito de aviones.

Sir George Cayley (1773-1857) también utilizó un brazo giratorio para medir el arrastre y levantamiento de diferentes planos aerodinámicos. Su brazo giratorio fue de 5 pies de largo y alcanzaba una velocidad de entre 10 y 20 pies por segundo. Teniendo datos de prueba de su brazo, Cayley construyó un planeador pequeño que se cree fue el primer vehículo mas pesado que el aire que tuvo éxito en la historia. En 1804 Cayley construyó y voló un planeador no tripulados con una superficie alar de 200 metros cuadrados.

A pesar que Cayley realizó muchos experimentos aerodinámicos y diseñó modelos de aviones, su mayor contribución fue la filosofía del diseño. Antes de Cayley, los aspirantes a aeronautas creían que el sistema de propulsión debía generar al mismo tiempo elevación y movimiento hacia, como lo hacían las aves y helicópteros. Cayley pensó en utilizar un motor para crear el movimiento hacia adelante y dejar que el movimiento de elevación se desarrollara a través de las alas. La separación de las funciones de propulsión y elevación, no era una tarea simple, esto ocasiono un cambio revolucionario en la manera de como la gente veía a los aviones. Se abrió un nuevo horizonte para la aviación.[8]

### **1.4.5 Investigación y desarrollo tecnológico**

El brazo giratorio proporcionó la mayor parte de los datos sistemáticos aerodinámicos recogidos hasta el final del siglo XIX. Sin embargo, sus defectos no pasaron desapercibidos. Modelos de aeronaves en el extremo de un brazo causaron una nueva forma de demostrar sus teorías, aunque con mucha turbulencia, los investigadores no podían determinar la velocidad relativa entre el modelo real y el aire. Por otra parte, era muy difícil de montar los instrumentos y medir las pequeñas fuerzas ejercidas sobre el modelo cuando estaba girando a altas velocidades. Se necesitaba algo mejor.

Ese algo más era un "túnel de viento". Este sencillo dispositivo consiste en un túnel cerrado, mediante el cual el aire es impulsado por un ventilador o cualquier otro sistema de unidad correspondiente. El corazón del túnel de viento es la sección de prueba, apoyado en que el modelo está a escala en una corriente de aire controlado cuidadosamente, lo que produce un flujo de aire sobre el modelo, asemejando el de la escala completa de aviones. Las características aerodinámicas del modelo y el campo de flujo se miden directamente con instrumentos de prueba. El gran túnel de gran capacidad eólica y su sistema de pruebas controladas, rápidamente ocasionaron que el brazo giratorio pasara a ser obsoleto. La única función de un túnel de viento es que en él se aprecian mejor las fuerzas y momentos aerodinámicos que actúan sobre la aeronave en vuelo. Las tres fuerzas básicas son la elevación, arrastre y la fuerza lateral medida en un sistema son medidas en un sistema que esta referenciado a la dirección del vuelo de la aeronave. La fuerza de arrastre es larga y el levantamiento y las fuerzas laterales son perpendiculares a ella. En un túnel de viento, la línea central axial de la sección de prueba define la dirección de viento, es el equivalente aerodinámico de la trayectoria de vuelo. La facilidad de medir las fuerzas aerodinámicas con respecto al eje del túnel en un modelo que se mantiene inmóvil en la corriente de aire abre una nueva era de la experimentación aerodinámica.

Frank H. Wenham (1824-1908), miembro del Consejo de la Sociedad Aeronáutica de Gran Bretaña, se le acredita el diseño y operación del túnel de viento por primera vez en 1871. Wenham había tratado de un brazo de viento, pero sus malas experiencias lo impulsaban a pedirle al Consejo, fondos para construir un túnel de viento. En las palabras de Wenham, "Se necesitaba un cuerpo de 12 pies de largo y 18 pulgadas cuadradas, para

dirigir la corriente en sentido horizontal, y en curso paralelo". Un ventilador aguas arriba del modelo, impulsado por un motor de vapor, generaba aire a través del túnel.

Wenham montó de varias formas el túnel, que medía el levantamiento y las fuerzas de resistencia creada por la precipitación del aire. Con un simple experimento, los resultados fueron de gran importancia para la aeronáutica. Wenham y sus colegas se sorprendieron al encontrar que, a bajos ángulos de incidencia, la relación de las superficies de arrastre y levantamiento puede ser sorprendentemente alta, aproximadamente de 5 a 15 grados de ángulo de ataque. Las teorías aerodinámicas de Newton eran menos optimistas. Con tan grandes relaciones de elevación y arrastre las alas podían soportar grandes cargas, por lo que el vuelo con motor parecía mucho más posible. Estas investigaciones también revelaron el efecto de lo que ahora se denomina relación de aspecto: cuerpo largo y estrechas alas, como los de los planeadores modernos, poseen más levantamiento que las alas mucho más pequeñas y gruesas con las mismas áreas. La idea del túnel de viento ya estaba dando sus frutos con creces.

Con la llegada del túnel de viento, especialistas en aerodinámica, finalmente comenzaron a comprender los factores que controlaban la elevación y el arrastre, pero no estaban muy convencidos todavía por la cuestión de la escala del modelo. ¿Pueden los resultados experimentales obtenidos con la décima escala del modelo aplicarse al tamaño real del avión? Casi todas las pruebas de túnel de viento fueron y son realizados con modelos a escala, porque los túneles de viento capaces de manejar las aeronaves de tamaño completo son demasiado caros.

En una serie experimentos, Osborne Reynolds (1842-1912) de la Universidad de Manchester demostró que el patrón de flujo de aire sobre un modelo a escala sería la misma para la escala del vehículo completo si los parámetro de flujo eran los mismos en ambos casos. Este factor, conocido ahora como el número de Reynolds, es un parámetro fundamental en la descripción de todas las situaciones de flujo de fluidos, incluyendo las formas de los patrones de flujo, la facilidad de transferencia de calor, y el inicio de la turbulencia. [8]

### 1.4.6 Diseño experimental

Otto Lilienthal (1848-1896) fue el primer aviador del mundo. A pesar de que no se había creado un avión con motor, su planeador lo hizo famoso mundialmente y generó un gran entusiasmo por los vuelos tripulados. A partir de 1891, Lilienthal se deslizó—más de 2500 veces, con 270 yardas en su intento más largo. Duró más tiempo en el aire que todos sus predecesores juntos.

Los experimentos del planeador de Lilienthal fueron precedidos por sus pruebas de brazo giratorio en diferentes superficies de sustentación. Entre 1866 y 1889 se construyeron varios brazos, que van desde 6-1/2 a 23 pies de diámetro. En base a estas pruebas, llegó a la conclusión equivocada que el vuelo usando superficies planas de sustentación era posible. Después se inclinó por las superficies alabeadas. Incluso en este caso, sus datos de prueba fueron desalentadores con respecto al vuelo con motor. Sin dejarse intimidar por sus resultados de laboratorio pesimista, Lilienthal no pudo resistirse a tratar de volar. Y él realmente hizo volar en el sentido de que podía controlar su planeador a largas distancias. Le faltaba sólo un motor y la hélice.

En contraste con el planeador de Lilienthal fue el Goliath impulsado por vapor de Sir Hiram Maxim (1840-1916) un estadounidense que vivía en Inglaterra. Maxim había hecho una fortuna con su famosa ametralladora. Su meta en la aeronáutica fue accionada por los vuelos tripulados. Con una riqueza considerable, construyó grandes instalaciones de prueba de componentes y aviones.

La primera prueba de Maxim fueron las superficies aerodinámicas. Su brazo giratorio fue de 64 pies de diámetro, como correspondía a su método de fuerza bruta. El brazo podía medir la elevación, arrastre, y velocidad relativa del aire. Un túnel de viento, sin embargo, fue el principal foco de trabajo experimental de Maxim, y lo construyó en dimensiones heroicas. Era 12 pies de largo, con una sección de prueba de 3 pies cuadrados. Un par de ventiladores coaxiales montados aguas arriba e impulsados por un motor de vapor soplaba el aire en la sección de prueba a 50 millas por hora. El túnel y el brazo giratorio le demostraron a Maxim que las superficies de sustentación curvas daban un mayor levantamiento con menor resistencia. Obtuvo una relación de arrastre-elevación de

14 para un perfil curvo de 4 grados con respecto al ángulo de ataque, espectacular rendimiento para finales de 1800. También fue el primero en detectar los efectos de interferencia aerodinámica, donde la resistencia total de una estructura superaba la suma de los lastres de los componentes individuales. Advirtió, por tanto, que "los distintos miembros que constituyen el marco de una máquina voladora no se deben colocar en las proximidades de uno al otro."

Maxim construyó una máquina voladora de 8000 libras con una superficie alar de 4000 pies cuadrados. (El área del ala de la actual DC-10 es de sólo 3550 metros cuadrados, pero soporta un peso de la aeronave de 550.000 libras.) Dos motores de 180 caballos de fuerza de vapor con hélices de 17,8 metros de diámetro. Para 1894 se trataba de una máquina fantástica. Fue impulsado por una pista de 2000 metros que fue diseñada para mantener la nave. En una prueba, el avión desarrolló tanto levantamiento que se soltó de la pista de pruebas y destruyó la moral de Maxim que consideraba el experimento ya como un éxito y ocasiono que pusiera su atención en otro experimento.

Por otro lado en Estados Unidos. Samuel P. Langley (1834-1906) fue la primera figura aeronáutica importante. Matemático, astrónomo, y secretario de la Smithsonian Institution, Langley se integró a la aeronáutica en 1886. Al igual que sus contemporáneos, comenzó por evaluar el desempeño de diversas superficies aerodinámicas. Langley construyó un brazo giratorio de 60 pies de diámetro que se separó por un motor de 10 caballos de fuerza y era capaz de alcanzar velocidades de 100 millas por hora. Langley cubría gran parte del mismo terreno que Wenham, Maxim, entre otros. Se mostró optimista acerca del vuelo a motor, estableciendo que "la medida en mantener los cuerpos pesados en el aire por vuelo mecánico, es posible con motores que tenemos hoy en día."

El brazo giratorio de Samuel Langley no dejaba de tener errores. Ubicado al aire libre, el aparato era perturbado frecuentemente por los vientos y por la masa libre de remolinos de aire alrededor del brazo.

Su modelo de planeadores finalmente fueron propulsados por pequeños motores de 1 caballo de fuerza que los llevaba a distancias de hasta 3 / 4 milla.[8]

### **1.4.7 Antecedentes de los primeros vuelos**

Wilbur (1867-1912) y Orville (1871-1948) Wright, fabricantes de bicicletas, construyeron su primera máquina voladora en agosto de 1899. Fue simple, un biplano tripulado de manera que pueda ser gobernado por torsión o deformación de las alas. Una serie de pruebas los llevaron a la construcción de su primer planeador sin motor tripulado en 1900. Doce vuelos de prueba con el planeador N ° 1 demostró que sus ideas y sus controles funcionaban. El planeador, sin embargo, generó menos levantamiento y más resistencia de lo que esperaban.

Para averiguar por qué su primer planeador no funcionó como se había predicho, los Wright crearon un simple experimento con vientos naturales para comparar las fuerzas de elevación relativas de las superficies curvas y planas. En efecto, construyeron un equilibrio aerodinámico que mostró de manera inequívoca cuál de las dos superficies de sustentación de estudios desarrollaba mayor elevación. Este túnel de viento "sin paredes", confirmó la creciente creencia de los hermanos Wright, que el diseño aerodinámico de superficies planas era un serio error.

Asombrados por estas revelaciones, los Wright aumentaron la superficie del ala del planeador No. 2 a 290 pies cuadrados. Los vuelos de prueba inicial en Kitty Hawk los decepcionaron aún más. Las alas con superficie altamente curvas creaban movimientos que no se podían controlar. Después de varios desastres, la curvatura aerodinámica se redujo, y los siguientes planeadores se comportaron mucho mejor.

En 1901 en Kitty Hawk, el planeador N ° 2 había volado, pero, desde el punto de vista de sus expectativas, las pruebas fueron un desastre. Su moral se hundió. Después de haber establecido con la fe absoluta en los datos científicos, fueron conducidos a dudar de una cosa tras otra, hasta que finalmente después de dos años de experimentación, echaron todo a un lado, y decidieron confiar enteramente en sus propias investigaciones.

Comenzaron con una amplia serie de experimentos con una gran variedad de superficies aerodinámicas. En el breve lapso de 3 meses estas pruebas produjeron los datos básicos necesarios para la construcción de su planeador en 1902 y el avión a motor era su

siguiente objetivo. Durante este corto periodo de tiempo, los Wright introdujeron la aerodinámica a otras partes del mundo.

Las primeras pruebas fueron de exploración y utilizaron una máquina de ensayo no convencional: una bicicleta con una tercera rueda montada horizontalmente en la parte delantera del marco. Dos formas de prueba fueron montadas sobre el volante, y la bicicleta era pedaleada rápidamente (hasta 15 millas por hora) hacia arriba y abajo por las calles de Dayton. La superficie de sustentación estaba probada para producir un par en una dirección, pero esto fue contrarrestado por un par opuesto por una forma de referencia. El balance de rotación se puso en equilibrio, cambiando el ángulo de ataque de la superficie de sustentación. Los datos de la plataforma improvisada eran toscos, entonces los Wright tomaron la decisión de rechazar el manual de los datos existentes. Tenían que escribir su propio manual, y para eso necesitaban un túnel de viento.

El primer túnel consistía en un tubo cuadrado para canalizar el aire, un ventilador de circulación, y un equilibrio entre los dos elementos montados en la corriente de aire (Figura 1.8). Un elemento de equilibrio era una superficie plana calibrada, y el otro una superficie de ensayo curva inclinada en el mismo ángulo pero en sentido contrario. Cuando el túnel de viento fue llevado hasta la velocidad, el equilibrio del tipo de paleta se volvió en un solo sentido, lo que indica las fuerzas de levantamiento. Los resultados preliminares del túnel improvisados fueron tan alentadores que los Wright construyeron de inmediato instalaciones más sofisticadas, con una sección de ensayo de 16 pulgadas cuadrada. Aquí se recabaron los datos críticos que necesitan para su primer vuelo, las aeronaves equipadas.



**Figura 1.8** Réplica de túnel de viento de los hermanos Wright.

El corazón de cualquier túnel de viento con éxito es su sistema de equilibrio, el aparato que mide las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el modelo. Los Wright construyeron dos balances, uno para levantar y un segundo para arrastre . Los balances no miden las fuerzas reales, sino que se limitó a comparar las superficies de sustentación de prueba con superficies de sustentación de referencia o las fuerzas de calibración de las superficies planas.

Los hermanos Wright volvieron a Kitty Hawk a finales del verano 1902 para construir su planeador N° 3. Fue sólo un poco más grande que la versión 1901, con una superficie alar de 305 pies cuadrados, una envergadura de 32 pies, y un peso de 116.5 libras.

Para deslizamiento recto la nave funcionaba bien. La relación de arrastre-elevación fue de aproximadamente 8, un aumento de un tercio más de sus planeadores anteriores. El avión tenía que ser girado en la dirección de vuelta. Esto se logró por deformación de las alas, es decir, un panel del ala trenzado para aumentar el ángulo de ataque en la punta, mientras que otro sería retorcido en la dirección opuesta. El ala alta, sin embargo, creó una resistencia excesiva y tendía a ir en una dirección opuesta a la prevista. La adición de un timón de dirección vinculado a la deformación de control del ala resolvió este problema.

Volvieron de nuevo en Kitty Hawk, en la mañana del 17 de diciembre de 1903, con Orville al mando, el avión se dirigió a 20 mph. Después de un corto avance de 40 pies, se elevó en el aire por sus propios medios y voló durante 120 metros. Tres vuelos más fueron hechos por la mañana, con la más larga duración 59 segundos y cubre 862 pies en el suelo, o cerca de 1/2 milla en el aire. El avión fue dañado ligeramente en el último aterrizaje, y antes de la reparación una ráfaga de viento le dio la vuelta y lo destruyó. Nunca voló de nuevo. [8]

## **1.5 Agencias de investigación y desarrollo**

Hoy en día, los aviones son un modo esencial de transporte. Se conectan los países del mundo, llevando a un gran número de pasajeros y gran cantidad de carga. También se reconocen los beneficios sociales y la utilidad de los satélites artificiales para cosas tales como pronósticos meteorológicos, de comunicaciones y observación de la Tierra.

En la actualidad, el desarrollo aeroespacial juega un papel importante en las políticas de los países líderes en el desarrollo del mundo. Los Estados Unidos, por ejemplo, tienen ahora un nuevo plan para la exploración humana de la Luna y Marte. En Europa, el desarrollo aeroespacial se posiciona como una herramienta fundamental para implementar políticas de seguridad nacional. Y después de un exitoso vuelo espacial tripulado, China tiene ahora la planificación de una misión lunar. [9]

### **1.5.1 Agencias de investigación en América**

#### **1.5.1.1 NASA**

Asociación ubicada en los Estados Unidos de América cuya misión es ser el pionero en el futuro de la exploración espacial, el descubrimiento científico y la investigación aeronáutica.

Para ello, miles de personas han estado trabajando en todo el mundo (dentro y fuera) durante 50 años, tratando de responder a algunas preguntas básicas. ¿Qué hay en el espacio? ¿Cómo llegar? ¿Qué vamos a encontrar? ¿Qué podemos aprender, o aprender simplemente tratando de llegar allí, que hagan la vida mejor en la Tierra?. [10]

##### **1.5.1.1.1 Historia de la NASA**

El presidente Dwight D. Eisenhower creó la “National Aeronautics and Space Administration” (NASA) en 1958, parcialmente en respuesta de la Unión Soviética a la marcha del primer satélite artificial del año anterior. La NASA surgió de la “National Advisory Committee on Aeronautics” (NACA), que había estado investigando la tecnología de vuelo por más de 40 años.

El presidente John F. Kennedy se enfocó en la NASA para el envío de astronautas a la Luna a finales de la década de 1960. A través de los proyectos de Mercury y Gemini, la NASA desarrolló la tecnología y las habilidades que necesitan para realizar el viaje. El 20 de julio de 1969, Neil Armstrong y Buzz Aldrin se convirtieron en los primeros de 12 hombres en caminar sobre la luna, enfrentando al desafío de Kennedy.

Mientras tanto, la NASA continuaba con la investigación aeronáutica, realizada por primera vez por la NACA. También llevó a cabo la investigación científica y trabajó en el desarrollo de aplicaciones para la tecnología espacial, la combinación de ambas actividades en el desarrollo de los primeros avances del clima y las comunicaciones satélites.

Después del Apolo, la NASA se centró en la creación de una nave reutilizable para proporcionar un acceso regular al espacio: el trasbordador espacial. Lanzado por primera vez en 1981, el trasbordador espacial que ha tenido 120 vuelos con éxito. En el 2000, los Estados Unidos y Rusia establecieron la presencia humana permanente en el espacio a bordo de la Estación Espacial Internacional, un proyecto multinacional que representa el trabajo de 16 naciones.

La NASA también ha continuado su investigación científica. En 1997, Mars Pathfinder se convirtió en el primero de una flota de naves espaciales que exploraron Marte en la década siguiente, cuando se trataba de determinar si la vida existió alguna vez allí. Los satélites Terra y Aqua son naves insignia de una flota diferente, éste en la órbita de la Tierra, diseñado para ayudarnos a entender cómo nuestro mundo está cambiando. Los equipos aeronáuticos de la NASA se centran en mejorar el viaje del avión, para que sea mas seguro.

A lo largo de su historia, la NASA ha realizado o financiado investigaciones que han dado lugar a numerosas mejoras a la vida aquí en la Tierra.[10]

### 1.5.1.1.2 Organización de la NASA

La NASA, tiene sede en Washington, ofrece orientación y dirección general de la agencia, bajo la dirección de su Administrador. Diez centros de campo y una variedad de instalaciones, laboratorios, campos de aviación, túneles de viento y salas de control.[10]

### 1.5.1.1.3 NASA en la actualidad

La NASA lleva a cabo su labor en cuatro organizaciones principales, llamados Misión de Direcciones:

- **Aeronáutica** : Son los pioneros y proveen tecnologías que mejoran nuestra capacidad para explorar y que tienen aplicaciones prácticas en la Tierra.
- **Sistemas de Exploración** : Crea capacidades para la exploración humana y robótica sostenible.
- **Ciencia** : Explora la Tierra, Sistema Solar y más allá del universo, traza la mejor ruta de descubrimiento, y cosecha los beneficios de la Tierra y la exploración espacial para la sociedad.
- **Operaciones Espaciales** : Proveen tecnologías de capacitación para gran parte del resto de la NASA a través del lanzador espacial, la Estación Espacial Internacional y el apoyo al vuelo.

En el siglo 21, la NASA extiende el universo. Spirit y Opportunity, el Mars Exploration Rovers , siguen estudiando a Marte después de llegar a él en el 2004. Cassini está en órbita alrededor de Saturno. El restaurado Telescopio Espacial Hubble continúa explorando lo más profundo de los cosmos.

La última tripulación de la Estación Espacial Internacional esta ampliando la presencia humana permanente en el espacio. Los satélites están enviando datos históricos sin precedentes de los océanos de la Tierra, el clima y otras características. El equipo aeronáutico de la NASA está trabajando con otras organizaciones gubernamentales, universidades y la industria para mejorar sustancialmente la experiencia del transporte aéreo y mantener el liderazgo de Estados Unidos de América en la aviación mundial. [10]

### **1.5.1.2 NACA**

Desde el 3 de marzo de 1915, hasta su incorporación a la NASA el 1 de octubre de 1958, la NACA proporcionó asesoramiento técnico a la industria de la aviación en los EUA y llevó a cabo investigación de vanguardia en la aeronáutica. La NACA fue creada por el presidente Woodrow Wilson en un esfuerzo por organizar la investigación aeronáutica estadounidense y "para supervisar y dirigir el estudio científico de los problemas de vuelo, con miras a su solución práctica." [11]

#### **1.5.1.2.1 Principales contribuciones de la NACA**

En la década de 1920 los ingenieros de la NACA desarrollaron un bajo arrastre, una cubierta aerodinámica para los motores de avión. Esta innovación resultó un ahorro de costes de explotación significativa y ganó el Trofeo Collier 1929. Ingenieros de la NACA demostraron las ventajas del motor de montaje en el borde de ataque de un ala multimotor de avión en vez de suspender por debajo de ellos, otra innovación comercial.

Durante la década de 1930, los ingenieros de la NACA desarrollaron varias familias de superficies aerodinámicas. Muchas de estas formas aerodinámicas han sido utilizadas con éxito durante años, secciones de cola del ala para la aviación general y aeronaves militares, así como las hélices y los rotores del helicóptero. Los datos de las pruebas dieron a los fabricantes de aeronaves una amplia selección de superficies aerodinámicas entre las cuales poder elegir. La información que finalmente encontró su camino en los diseños de muchos aviones de EE.UU., incluyendo un número importante de la Segunda Guerra Mundial aeronaves.

En la década de 1940, los investigadores de la NACA desarrollaron un flujo laminar en una superficie de sustentación, que resolvió el problema de la turbulencia en el borde de salida del ala que había limitado el rendimiento de la aeronave, y fue el pionero en los avances en vuelo supersónico y transónico. El Ingeniero John Stack condujo el desarrollo de un túnel de viento supersónico, acelerando la llegada de las aeronaves supersónicas operacionales. Compartió el Trofeo Collier en 1947 con los pilotos del Ejército de la Fuerza

Aérea, Chuck Yeager y Bell Lorenzo, de Bell Aircraft, para la investigación de determinar las leyes físicas que afectan el vuelo supersónico.

En 1945, Robert T. Jones, un ingeniero aeronáutico de primera del siglo XX, formuló el concepto de una ala en flecha invertida para reducir los efectos de onda expansiva crítica en los números de Mach. Lewis Rodert recibió el Trofeo Collier en 1947 del presidente Harry S. Truman por su investigación pionera en un sistema de prevención de hielo termal para los aviones.

En diciembre de 1951, Richard T. Whitcomb verificó su "regla de la zona" en el túnel de viento transónico ubicada en la NACA en Langley el Laboratorio Aeronáutico Memorial en Virginia. Útiles en el diseño de aviones de ala delta en vuelos supersónicos o en el rango transónico, dio lugar a la "cintura de avispa" la forma del fuselaje para reducir la resistencia en el diseño de aviones supersónicos nuevos.

En 1952, H. Julian Allen concibió el concepto de cuerpo romo, el cual sugiere una forma contundente que absorbería sólo una pequeña fracción del calor generado por el reingreso de un cuerpo en la atmósfera de la Tierra. Éste principio fue posteriormente significativo para misiles intercontinentales balísticos nariz de cono, el Mercury, Gemini y Apolo y la nave espacial no tripulada para en las orbitas de la atmósfera terrestre y la de otros planetas. En los años 1960 y 1970, se levantamiento el centro de investigación y pruebas de vuelo que demostró la viabilidad de este concepto y ha contribuido al diseño del traspordador espacial.

En 1952, los laboratorios de la NACA comenzaron a estudiar problemas que podían surgir en el espacio. En mayo de 1954, la NACA le propuso a la Fuerza Aérea el desarrollo de una nave de investigación experimental para estudiar los problemas de vuelo en la atmósfera superior y a velocidades hipersónicas. Eso llevó al desarrollo del famoso cohete X-15 de investigación en aeronáutica.

Con la transformación de la NACA en la Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio (NASA) en 1958, la investigación para el viaje espacial se convirtió en una empresa de alto perfil. La NASA y Aerosystems Bell desarrollaron un simulador de vuelo para el programa Apolo que permitió a un piloto hacer un aterrizaje vertical en la Tierra en un ambiente simulado de la lunar.

La Agencia encabezó el desarrollo y ensayo de un ala supercrítica diseñada por la NASA por Richard Whitcomb. El SCW fue diseñado para retrasar la formación y reducir la onda de choque sobre un ala por debajo y por encima de la velocidad del sonido. La reducción de la resistencia posterior produjo un aumento de velocidad de crucero, se mejoro la eficiencia de combustible y una mayor autonomía de vuelo de lo que se podían alcanzar por las aeronaves de ala convencional. Como resultado, las alas supercríticas ahora son comunes en casi todos los modernos Transportes comerciales subsónicos.

El sistema del F-8 DFBW de la NASA fue el precursor del "fly-by-wire" usado en los sistemas actuales utilizados en los transbordadores espaciales y en casi todos los de alto rendimiento aeronaves militares modernas y en muchos medios de transporte civil, para hacerlos más seguros, más fácil de manejar y más eficientes.

Ingenieros de la NASA desarrollaron y probaron pequeños y casi vertical "winglets", diseñado por Whitcomb que están instalados en el ala de un avión para ayudar a reducir la fricción. La tecnología winglet fue aplicada inicialmente a los jets de negocios en general de la aviación, pero desde entonces ha sido incorporado en el transporte de aviones comerciales y militares más modernos.[11]

#### **1.5.1.2.2 Logros significativos de la NACA:**

- La NACA propuso la creación de una Oficina de Aeronáutica en el Departamento de Comercio, la concesión de fondos a la Oficina Meteorológica para promover la seguridad en la navegación aérea, las licencias de los pilotos, las aeronaves de inspección y la expansión del correo aéreo.

- La NACA hizo recomendaciones a Calvin Coolidge Morrow Presidente de la Junta en 1925 que condujo a la aprobación de la Ley de Comercio de aire de 1926, la legislación federal de primera regulación de la aeronáutica civil.
- Los informes de investigación distribuidos por la NACA (y más tarde la NASA) ha servido como base para muchas innovaciones más tarde incorporada a las aeronaves civiles y militares estadounidenses.
- En 1928, la NACA comenzó a operar el primer túnel de viento frigorífico para la investigación sobre la prevención de formación de hielo en las alas y hélices.
- Expertos de la NACA ayudaron a desarrollar el campo de la investigación de motores de turbina de gas y, para hacer frente a los continuos problemas de la forma en que se enfrían los álabes de la turbina, sentó las bases fundamentales para la investigación de los fenómenos de transferencia de calor.
- En la década de 1990, los ingenieros de la NASA desarrolló un sistema de control del motor con ayuda de equipo que permitió a un piloto a aterrizar un avión con seguridad cuando sus superficies de control normal estén desactivadas. El avión con control de sistema de propulsión utiliza los controles estándar de piloto automático ya que está presente en la cabina, junto con una nueva programación en las aeronaves de vuelo por control de computadoras. [11]

### **1.5.1.2.3 Aerocentros de la NACA**

En 1917, la NACA estableció el Laboratorio Aeronáutico Langley Memorial en Virginia, ahora la NASA Langley Research Center. Este laboratorio se convirtió rápidamente en las instalaciones del sector aeronáutico de prueba y experimentación más avanzado en el mundo y las instalaciones de experimentación en el mundo.

En 1939, la NACA autorizó el establecimiento de un laboratorio de investigación de las aeronaves en Moffett Naval Air Station, cerca de San Francisco. Fue rebautizado como Ames Laboratorio Aeronáutico de Joseph F. Ames, un presidente de la NACA, en 1944, y eventualmente se convirtió en NASA Ames Research Center.

En 1940, el Congreso autorizó la construcción de un laboratorio de investigación de motores de aviones en Cleveland. En 1943, fue nombrado el Lewis Research Center en 1948, con dedicatoria a George Lewis, ex director de la investigación aeronáutica de la NACA. Hoy en día es conocida como la NASA Glenn Research Center de Lewis Field, en honor del ex astronauta y senador de los EE.UU, John Glenn.

En 1946 se estableció en California la base aérea del ejército Langley Muroc, que se convirtió en poco tiempo un servicio permanente conocida como la NACA Muroc Unidad de Ensayos de Vuelo. En 1949, se convirtió en la Estación de investigación de vuelo de alta velocidad de la NACA y en 1954 se independizó de Langley. En 1976, pasó a denominarse Centro de Investigación de Vuelo Dryden en honor del Dr. Hugh L. Dryden, el último director de la NACA y el primer administrador de la NASA. [11]

### **1.5.1.3 AIAA**

Desde 1963, los miembros de una sociedad profesional han logrado prácticamente todos los objetivos trazados en el vuelo americano moderno. Ésta sociedad es el Instituto Americano de Aeronáutica y Astronáutica (American Institute of Aeronautics and Astronautics).

La visión de la AIAA es ser la formación, la fuerza dinámica en la profesión aeronáutica, el foro de innovación, excelencia técnica y liderazgo mundial.

La misión de la AIAA es abordar las necesidades e intereses profesionales pasados, presentes y futuros de los trabajadores aeroespaciales, y para avanzar el estado de la ciencia aeroespacial, ingeniería, tecnología, operaciones, y la política en beneficio de nuestra sociedad global.[12]

#### **1.5.1.3.1 Historia de la AIAA**

Durante más de 70 años, la AIAA ha sido la principal sociedad del ingeniero aeroespacial y científico. Pero no siempre ha sido AIAA, o incluso una organización.

En 1963, las dos grandes sociedades aeroespaciales del día se fusionaron. La American Rocket Society y el Instituto de Ciencia Aeroespacial se unieron para convertirse en la AIAA. Ambos trajeron una larga historia llena de acontecimientos y de la relación que se remonta a 1930 y 1932, respectivamente, un momento en que los cohetes eran un asunto de ciencia ficción y el negocio de la aviación todavía estaba en pañales.

Cada sociedad dejó su marca distintiva en la AIAA. La fusión combina la imaginación, la asunción de riesgos, el proyecto de lanzar el Mercurio a la luna en la época de los cohetes, misiles y los más establecidos y reconocidos profesionales del espacio, triunfadores en la industria de la construcción de la comunidad de la aviación. La sinergia aeroespacial resultante se ha beneficiado desde entonces.

En 1965, había 37.931 miembros en la AIAA, y 209 de personal de las oficinas en Nueva York, Los Ángeles y Londres. Contaban con una conferencia activa, la publicación y honores y programas de premios, y había comenzado a involucrarse más en cuestiones de política pública durante la década de 1970, convirtiéndose en una voz respetada a nivel nacional en la comunidad aeroespacial. Esta actividad fue parte de la decisión de mudarse de Nueva York a Washington, DC, en 1988. El Servicio de Información Técnica se quedó en Nueva York, pero todas las demás posiciones se trasladaron al nuevo edificio del Centro Aeroespacial en 370 Paseo de L'Enfant. Sólo 25 miembros del personal optaron por trasladarse a Washington, y Jim Harford también se retiró en este momento después de 35 años con el ARS y AIAA. El nuevo Director Ejecutivo, Cort Durocher, comenzó el 1 de octubre de 1988.

La AIAA era ahora una sociedad profesional madura. Cort Durocher trajo a la AIAA a la era informática con la compra de 100 computadoras de escritorio para todo el personal, que podría conectarse en red, y bajo su dirección el Instituto resistió años de subidas y bajadas fiscales. Las conferencias de la AIAA ramificaban hacia fuera de las reuniones especializadas sólo para incluir el apoyo gubernamental, de la NASA a la Fuerza Aérea y otros. El logro más notable de AIAA durante este tiempo, fue la creación de la Fundación AIAA en 1996 para administrar los premios AIAA y financiar becas.

Hoy, con más de 31.000 miembros, la AIAA es la más grande del mundo de la sociedad profesional dedicada al progreso de la ingeniería y la ciencia en la aviación, espacio y defensa. El Instituto sigue siendo la voz principal, fuente de información, y el editor de ingenieros aeroespaciales, científicos, gestores, políticos, estudiantes y educadores. La AIAA es también la que financia recursos para estimular la realización profesional y la excelencia en estándares impulsados en todos los ámbitos de la industria aeroespacial para destacadas empresas y organizaciones gubernamentales en todo el mundo. [12]

#### **1.5.1.4 Boeing**

Boeing es la compañía aeroespacial líder mundial y el mayor fabricante de aviones comerciales y militares combinados. Además, Boeing diseña y fabrica helicópteros, sistemas electrónicos de defensa, misiles, satélites, vehículos de lanzamiento y de la información y sistemas avanzados de comunicación. Como un importante proveedor de servicios a la NASA, Boeing opera el transbordador espacial y la Estación Espacial Internacional. La compañía también proporciona numerosos servicios de transporte aéreo militar y comercial. Boeing tiene clientes en más de 90 países de todo el mundo y es uno de los mayores exportadores de los EE.UU. en términos de ventas.

Boeing tiene una larga tradición de liderazgo e innovación aeroespacial. La empresa continúa ampliando su línea de productos y servicios para satisfacer las nuevas necesidades de los clientes. La amplia gama de capacidades incluye crear nuevas familias de aviones comerciales, la integración de plataformas militares, sistemas de defensa y el combatiente a través de operaciones centradas en redes, la creación de soluciones de tecnología avanzada, y la organización de soluciones innovadoras de financiación a clientes.

Con sede en Chicago, Boeing cuenta con más de 158.000 personas en todo Estados Unidos y en 70 países. Esto representa uno de las más diversas, talentosas e innovadoras manos de obra en cualquier lugar. Más de 90.000 de nuestra gente tienen títulos universitarios incluyendo cerca de 29.000 títulos avanzados en prácticamente todos los negocios y el campo técnico de cerca de 2.700 colegios y universidades en todo el mundo.

Boeing está organizada en dos unidades de negocio: Boeing Commercial Airplanes y Defensa de Boeing, Espacio y Seguridad. El apoyo a estas unidades es de Boeing Capital Corporation, un proveedor global de soluciones de financiación, el Grupo de Servicios Compartidos, que ofrece una amplia gama de servicios a todo el mundo Boeing, Boeing y la Ingeniería, Operaciones y Tecnología, que ayuda a desarrollar, adquirir, aplicar y proteger las tecnologías innovadoras y procesos. [13]

#### **1.5.1.4.1 Aviones comerciales de Boeing**

Boeing ha sido el principal fabricante de aviones comerciales por más de 40 años. Con la fusión de Boeing y McDonnell Douglas en 1997, el liderazgo de Boeing en los aviones comerciales, se unió con el linaje de los aviones Douglas, otorga a la empresa combinada una herencia de 70 años de liderazgo en la aviación comercial. Hoy en día, los productos comerciales principales son las familias de aviones 737, 747, 767 y 777 y el Boeing Business Jet. Los nuevos esfuerzos de desarrollo de productos se centran en el Boeing 787 Dreamliner y 747-8. La compañía cuenta con cerca de 12.000 aviones comerciales en servicio a nivel mundial, que es aproximadamente el 75 por ciento de la flota mundial. A través de Boeing Commercial Aviation Services, la compañía proporciona un apoyo inigualable, técnico durante todo el día para ayudar a los operadores de mantener sus aviones en condiciones óptimas de funcionamiento. Commercial Aviation Services ofrece una gama completa de la ingeniería de clase mundial, modificación, logística y servicios de información a su base global de clientes, que incluye a los pasajeros del mundo y las compañías aéreas de carga, así como el mantenimiento, reparación e instalaciones de revisión. Boeing también tiene los trenes de mantenimiento y las tripulaciones de vuelo en el mercado de aviones de 100 asientos o mas a través de Boeing, Capacitación y Flight Services, es el proveedor más grande y completo del mundo de la formación aérea.[13]

#### **1.5.1.4.2 Defensa, espacio y seguridad de Boeing**

Boeing Defensa, Espacio y Seguridad (BDS) proporciona servicios de extremo a extremo para sistemas a gran escala que mejoren plataformas aéreas, terrestres, marítimas y espaciales para militares mundiales, el gobierno y clientes comerciales. Además de diseñar, producir, modificar y apoyar cazas, bombarderos, transportes, helicópteros, unidades abastecedoras de aeronaves aéreas, misiles, municiones y naves espaciales para

uso militar, civil y mercantil, BDS se está desarrollando capacidades mejoradas a través de operaciones centradas en redes, comunicaciones e inteligencia, la vigilancia y tecnologías de reconocimiento. SDE apoya el gobierno de los EE.UU. como un integrador de sistemas en varios programas de alcance nacional, los transbordadores espaciales de la NASA y la estación internacional de los programas espaciales, los Misiles de Defensa Midcourse del Programa de Defensa, el Ejército de la Brigada de Lucha contra el equipo del Programa de Modernización y *neto* OSE, un componente crítico de la Iniciativa Frontera Segura manejado por el Departamento de Seguridad Nacional. [13]

#### **1.5.1.4.3 Corporación capital de Boeing**

Boeing Capital Corporation es un proveedor global de soluciones de financiación. Trabajando estrechamente con Commercial Airplanes y Defensa, Espacio y Seguridad, Boeing Capital Corporation organiza, estructura y/o proporciona financiación para facilitar la venta y la entrega de Boeing de aviones comerciales y militares, satélites y vehículos de lanzamiento. Con un cierre del ejercicio en el 2009 de aproximadamente \$ 5,7 mil millones, Boeing Capital Corporation combina solidez financiera de Boeing y el alcance global, el conocimiento detallado de los clientes de Boeing y el equipo, y la experiencia de un experimentado grupo de profesionales de las finanzas.[13]

#### **1.5.1.4.4 Ingeniería, operaciones y tecnología de Boeing**

Boeing Ingeniería, Operaciones y Tecnología de Boeing admite unidades de negocios y estrategia de crecimiento, proporcionando a las personas, tecnologías, procedimientos y resultados en el momento adecuado y en el lugar correcto a través de la empresa a nivel mundial. Esta estrategia se entrega en diversas formas por los grupos primarios de organización, Investigación y Tecnología, Administración de Propiedad Intelectual y Tecnologías de la Información, y su papel de liderazgo en la ingeniería, operaciones, calidad, información y consejos de la tecnología del proceso. A través de todas sus actividades, Ingeniería, Operaciones y Tecnología ayuda a asegurar el éxito futuro de Boeing, al ganar los programas estratégicos que proporcionan tecnología innovadora y soluciones de proceso, la transformación de Boeing en una empresa global centrada en la

red, mejorar y proteger el capital intelectual de la empresa, y el fomento de una cultura de innovación.[13]

### **1.5.1.5 AIA**

La Asociación de Industrias Aeroespaciales de América, Inc. forma la política pública que garantiza la defensa, y la industria aeroespacial de seguridad nacional de los EE.UU, sigue siendo preeminente y sus miembros son exitosos y rentables en un mercado global cambiante.

AIA es la voz de los sectores aeroespacial, defensa, y la industria de seguridad nacional, en representación de los principales fabricantes de la nación y los proveedores de los componentes civiles, militares y aviones comerciales, helicópteros, UASs, los sistemas espaciales, motores de aeronaves, misiles, medios y relacionados, el equipo, servicios y tecnología de la información.

Sirviendo a sus miembros y la nación, AIA establece metas y estrategias de la industria, lograr un consenso entre sus miembros y los interesados nacionales y mundiales e implementación de soluciones a los problemas de toda la industria relacionada con la aviación nacional y seguridad nacional, civil, y el espacio.

AIA es la industria aeroespacial de América, la defensa, y el puente de la industria de seguridad nacional para el futuro, uniendo a todos los segmentos de la industria en el mercado global del siglo 21.

Como una organización altamente visible, proactiva y orientada a las soluciones, AIA es reconocida y con confianza en sus miembros, la industria, el gobierno, la comunidad internacional, los medios de comunicación y el público como la principal organización que representa el aeroespaciales de los EE.UU., la defensa de la patria, la industria y sus intereses colectivos. [14]

### **1.5.1.6 Corporación Aeroespacial Hughes**

Hughes Aerospace Corporation realiza los desafíos extraordinarios que hacen frente a la industria de la aviación hoy. Los costes del combustible que brotaban, los requisitos

ambientales, los requisitos de seguridad aumentados y una extensión global en las rutas y las destinaciones todas han hecho necesario una respuesta tecnológica. Con un pozo acercamiento redondeado y un equipo de maestría amplia, facilitan el proceso de la puesta en práctica de la tecnología, permitiendo que cualquier organización se centre en tu producto/servicio mientras que optimizan recursos y oportunidades estratégicas. Proporcionan soluciones de llavero, permitiendo que sus clientes se centren en su negocio mientras que se benefician de tecnologías probadas.

Los profesionales ofrecen experiencia multidimensional en las operaciones del controlador aéreo, de las operaciones de la línea aérea, generales/corporativas de la aviación, de los militares y del helicóptero del vuelo. Entienden lo que toma para el desarrollo y la puesta en práctica acertados de las tecnologías existentes y emergentes de la comunicación, de la navegación y de la vigilancia (CNS). Hughes puede también proporcionar las soluciones en el entrenamiento, programas de la seguridad.

Hughes tiene equipo de navegación de la experiencia (PBN), diseño de procedimiento, la puesta en práctica y entrenamiento basados funcionamiento global. El conocimiento íntimo de los procesos reguladores de navegación requieren del funcionamiento (RNP) puede ayudar a facilitar la trayectoria a la aprobación de FAA (C384/C358) y al proceso de uso de AC90-AR. Estas tecnologías pondrán cualquier operación en una trayectoria respetuosa del medio ambiente de la reducción del ruido, del combustible y de emisión, mientras que aumentan de la seguridad y de la confiabilidad. Poseen un fondo sólido en proceso del diseño y de la certificación, global. Ofrecen el más último de sistemas de gestión de la seguridad o de SMS. El personal está listo para asistir a cualquier organización en desarrollo y la puesta en práctica de un programa basado ICAO de SMS. Proporcionan una variedad de servicios de SMS, y están impacientes por cubrir tus necesidades.

Colocan a Hughes para ofrecer las soluciones de llavero únicas para la voz basada en los satélites y las comunicaciones datalink. Ofrecen a coste los paquetes competitivos de la comunicación basada en los satélites para la cubierta de vuelo y la cabina de pasajero. Sus soluciones ofrecen los paquetes completos de equipo, de instalación, de datos que

reciben, de entrenamiento y de mantenimiento. Su equipo puede proporcionar un gravamen y un análisis de costes y beneficios para asistirte con tu proyecto. También ofrecen los paquetes competitivos del alquiler con opción a compra, más futuros reduciendo tus costes. Mirar a Hughes para una solución adaptada para tu compañía que cubra tus necesidades hoy y en el futuro.

Hughes puede proporcionar las soluciones del entrenamiento del contrato para los controladores aéreos, el vuelo y el equipo de la cabina. Su personal multilingual se especializa en procedimientos del entrenamiento PBN al ATC y a los pilotos, implicando la última simulación del ATC y simuladores de vuelo. El personal experimentado de los expertos del ATC puede proporcionar el desarrollo en sitio del análisis, del entrenamiento y de programa. Pueden también ofrecer las instalaciones extensas situadas en Houston y Miami. Sus profesionales pueden de cada esquina de la industria global de la aviación y son listos, dispuestos y tratar tus desafíos y a entregar soluciones sensibles, funcionales y de valor añadido.[15]

## **1.5.2 Agencias de investigación en Europa**

### **1.5.2.1 EADS**

European Aeronautic Defence and Space Company EADS N.V es la corporación industrial europea más importante, dentro del segmento de negocio de la aviación y el espacio. Se formó el 10 de julio de 2000 unificando las compañías:

- Aérospatiale-Matra de Francia
- Dornier GmbH y DaimlerChrysler Aerospace AG (DASA) de Alemania
- Construcciones Aeronáuticas SA (CASA) de España

En 2004, EADS emplea a más de 110.000 personas en más de 70 centros productivos alrededor del mundo. Legalmente establecida en Ámsterdam los cuarteles generales de la corporación se encuentran en París, Francia, y Ottobrunn, al sur de Múnich (Alemania). [16]

### **1.5.2.1.1 Historia de la EADS**

EADS se formó por las compañías miembros en julio de 2000, para convertirse en la segunda compañía aeroespacial en tamaño (después de Boeing). EADS también es el segundo fabricante de armamento de Europa (después de BAE Systems). La compañía desarrolla y comercializa aeronaves civiles y militares, así como misiles, cohetes espaciales y sistemas relacionados.

En noviembre de 2003, EADS anunció que estaba considerando trabajar con compañías japonesas, y el Ministerio Japonés de Comercio e Industria Internacional, para desarrollar un avión supersónico que sería más grande, más rápido, más silencioso para el reemplazo del Concorde que fue retirado en Octubre de ese mismo año.

EADS es un contribuyente importante en la Estación Espacial Internacional al construir el módulo Columbus, cuyo ensamblaje tuvo lugar en el mes de febrero de 2008.  
[16]

### **1.5.2.1.2 Airbus**

Airbus pertenece en un 100% a EADS. Compró el 20% perteneciente a BAE Systems. Los cuarteles generales de Airbus están en Toulouse, Francia.

Airbus es uno de los principales líderes fabricantes mundiales de aviones, y consistentemente captura aproximadamente la mitad o más de todos los pedidos de aviones de pasajeros con más de 100 plazas.

La misión de Airbus consiste proporcionar los aparatos que mejor se adapte a las necesidades del mercado y apoyar a estos aviones con la más alta calidad del servicio. La línea de productos de aviones de pasajeros de Airbus comprende 14 modelos de aviones, desde el avión de pasajeros A318 de 100 asientos de pasillo único hasta el A380 de 525 asientos que es el mayor avión civil en servicio.

Al 30 de junio de 2010, la orden combinada de Airbus de pasillo único y fuselaje ancho de aviones comerciales ascendía a más de 9.600 con más de 6.200 aviones entregados a clientes en todo el mundo.

Airbus también se ha expandido en el sector de aviones de transporte militar. El A400M avión polivalente de transporte militar que se produce en la gestión de la empresa Airbus Military, reemplazará las flotas más antiguas de C-130 Hércules y C-160 Transalls. Además, los buques de cisterna aérea para el reabastecimiento en vuelo y misiones de transporte están dando variantes derivadas de la A310 y A330.

El C295 y CN235 también producido por Airbus Military, son aviones versátiles de transporte militar de tamaño mediano destinado al transporte de paracaidistas, de patrulla marítima, operaciones de vigilancia, búsqueda y rescate, la aplicación de la exclusión y zonas de evacuaciones médicas. El avión C212 de transporte militar ligero de Airbus Military se ha demostrado su capacidad durante más de 30 años de servicio en una variedad de papeles, incluyendo patrulla marítima, el transporte de carga, el despliegue de paracaidistas y evacuación médica. [17]

### **1.5.2.2 ESA**

La Agencia Espacial Europea es la puerta de acceso al espacio del continente europeo. Su misión consiste en configurar el desarrollo de la capacidad espacial europea y garantizar que la inversión en actividades espaciales siga dando beneficios a los ciudadanos de Europa.

La ESA está compuesta por 18 Estados miembros. La coordinación de los recursos económicos e intelectuales de sus miembros permite llevar a cabo programas y actividades de mayor alcance que los que podría realizar cualquier país europeo individualmente.

La misión de la ESA consiste en elaborar el programa espacial europeo y llevarlo a cabo. Los proyectos de la Agencia se diseñan con el fin de conocer más a fondo la Tierra, el entorno espacial que la rodea, el Sistema Solar y el Universo, así como para desarrollar

tecnologías y servicios basados en satélites y fomentar la industria europea. La ESA también trabaja en estrecha colaboración con organizaciones espaciales no europeas, de modo que toda la humanidad pueda beneficiarse de las ventajas del espacio.

Los 18 Estados Miembros de la ESA son: Alemania, Austria, Bélgica, Dinamarca, España, Finlandia, Francia, Grecia, Irlanda, Italia, Luxemburgo, Noruega, Países Bajos, Portugal, Reino Unido, República Checa, Suecia y Suiza. Canadá y Hungría tienen un estatus especial y participa en algunos proyectos conforme a un acuerdo de cooperación.

Como se deduce de esta lista de países, no todos los países miembros de la Unión Europea son miembros de la ESA y viceversa. La ESA es una organización totalmente independiente, aunque mantiene lazos estrechos con la UE, mediante un Tratado Marco ESA/UE. Las dos organizaciones comparten una estrategia europea para el espacio, y están desarrollando una política espacial conjunta.

La ESA tiene su sede en París y desde allí se toman las decisiones sobre futuros proyectos. No obstante, la ESA también dispone de centros en el resto de Europa, cada uno con sus respectivas competencias.

- ESTEC, el Centro Europeo de Investigación y Tecnología Espacial, se encarga del diseño de la mayor parte de las naves espaciales y del desarrollo tecnológico de la ESA y está situado en Noordwijk (Holanda)
- ESOC, el Centro Europeo de Operaciones Espaciales, se encarga del control de los satélites en órbita de la ESA y está situado en Darmstadt (Alemania)
- EAC, el Centro Europeo de Astronautas, se encarga del entrenamiento de astronautas para misiones venideras y está situado en Colonia (Alemania).
- ESRIN, el Instituto Europeo de Investigaciones Espaciales, tiene su sede en Frascati, cerca de Roma (Italia). Entre sus responsabilidades se encuentran la recopilación, el almacenamiento y la distribución de los datos de los satélites a los socios de la ESA; actúa como centro de tecnología de la información de la Agencia.
- ESAC, el Centro Europeo de Astronomía Espacial, localizado en Villanueva de la Cañada, Madrid, es el centro desde el cual se llevan a cabo las operaciones científicas

de las misiones de astronomía y planetarias de la ESA, además de la recopilación, el archivo y la distribución de los datos de dichas misiones a la comunidad científica del mundo entero.

Además, la ESA dispone de oficinas de coordinación en Estados Unidos, Rusia y Bélgica, una base de lanzamientos en la Guayana francesa, y estaciones de aterrizaje y seguimiento en diversas partes del mundo.

El órgano de gobierno de la ESA es el Consejo. El Consejo proporciona las directrices políticas básicas en las que se basa la Agencia para desarrollar el programa espacial europeo. Cada uno de los Estados Miembros está representado en el Consejo y tiene un voto, al margen de su tamaño o contribución económica.

La Agencia está encabezada por un Director General, que el Consejo elige cada cuatro años. Cada sección de investigación independiente tiene su propia Dirección, que depende del Director General. En la actualidad, el Director General de la ESA es Jean-Jacques Dordain. [18]

### **1.5.2.3 ASD**

La industria aeroespacial y de defensa Asociación Europea de Industrias, ASD, representa el sector aeroespacial, de defensa y las industrias de la seguridad en Europa en todos los asuntos de interés común con el objetivo de fomentar y apoyar el desarrollo competitivo del sector. ASD persigue acciones conjuntas de la industria, y que deben tratarse a nivel europeo o que se refieren a cuestiones de carácter transnacional acordado, y genera posiciones comunes de la industria.

La misión general de la ASD es impulsar el desarrollo competitivo de la Aeronáutica, Espacio, Defensa e Industria de la Seguridad en Europa en colaboración con las instituciones europeas y las asociaciones miembros.

Tiene como funciones el representar a la industria europea para promover sus intereses y para garantizar una alta prioridad para este sector en las políticas públicas europeas, establecer sistemas de alerta temprana sobre cuestiones políticas, evaluar el impacto, iniciar y formar la política y desarrollar posiciones comunes. Ofrece un único punto de contacto entre el sector de la industria aeroespacial y las partes interesadas pertinentes en las instituciones europeas. [19]

#### **1.5.2.3.1 Historia de la ASD**

En 1950 su predecesor AECMA "Asociación Internacional de Constructores de Matériel Aérospatial, AICMA" fue fundada en 1950. Fue un Foro sobre todo para los contactos sociales.

Diez años después, la extensión de la adhesión de todas las industrias aeroespacial de Europa Occidental a raíz de la primera generación de programas de cooperación internacional.

Un año más tarde, la organización de la industria espacial emergente, EUROSPACE fue fundada para fomentar el desarrollo de las actividades espaciales en Europa, y para promover una mejor comprensión de las preocupaciones de espacio.

En 1973 AICMA se convirtió en AECMA (Asociación Europea de Industrias Aeroespaciales) en contexto de una creciente conciencia europea y el aumento de la cooperación transnacional. Se continuó dando énfasis en las cuestiones técnicas.

El Grupo de Industrias de Defensa Europea, EDIG, fue fundada en 1976 como un organismo de respuesta a los Directores Nacionales de Armamento (NADS), del Programa Europeo sobre el Grupo Independiente de naciones (GEIP). El objetivo de EDIG fue reunir a las posiciones de la industria europea de defensa para seguir siempre la política de los órganos rectores. En 1984, EDIG fue reconocido formalmente por el GEIP como "el foro designado para asesorar a la GEIP en materia industrial".

La Oficina de Bruselas de EDIG fue inaugurado en 1990. En 1991 La Oficina de Bruselas de AECMA fue inaugurada.

AECMA, EDIG y EUROSPACE se fusionaron en el 2004 para formar la Industria Aeroespacial y de Defensa Asociación Europea de Industrias, ASD. [19]

### **1.5.3 Agencias de investigación en Asia**

#### **1.5.3.1 UAC**

El objetivo de la United Aircraft Corporation (UAC) es mejorar el potencial científico y mantener la producción de la industria aeronáutica de Rusia, para garantizar la seguridad y las capacidades de defensa del país, para poner en común intelectual, industrial y financiero de los recursos para la aplicación de nuevos programas de desarrollo de las aeronaves.

El Joint Stock Company United Aircraft Corporation (UAC) fue constituida en virtud del Decreto 140 "Sobre la sociedad anónima por acciones United Aircraft Corporation" firmado por el Presidente V. Putin el 20 de febrero de 2006. UAC fue registrada el 20 de noviembre 2006. El Gobierno de RF aportó capital de las más grandes empresas estatales de Rusia para la construcción de aviones charter a la capital de UAC (según el Suplemento 1 del Decreto Presidencial # 140 del 20 de febrero 2006).

UAC y las prioridades de sus empresas y miembros incluyen el diseño, fabricación, venta, mantenimiento operación, garantía y servicio de mantenimiento, rehabilitación, reparación y uso de aeronaves civiles y militares.

El capital autorizado de UAC fue 96,72 mil millones de rublos en el momento de la creación de la Corporación. [20]

#### **1.5.3.1.1 Estrategia de desarrollo en el área de aeronaves civiles de la UAC**

El objetivo de la estrategia de la UAC en el área de la aviación civil es la de transformar los derechos civiles del segmento de la industria aeronáutica rusa en una industria competitiva de contabilidad por lo menos 10% de los suministros mundiales anuales de largo alcance y aviones de transporte regional de 50 o más asientos.

Los proyectos existentes y el desarrollo deben ser implementados para mantener la cuota en los mercados tradicionales en el período 2008-2012. Si no es posible garantizar la eficacia comercial en la aplicación de todos los proyectos en este período, sólo los proyectos apoyados por los recursos deben continuar.

Con el apoyo del gobierno, JSC UAC desarrollará e implementará un programa en 2008-2015, la creación de tecnologías críticas requeridas para el desarrollo de productos competitivos en el 2015-2025. Factores clave del éxito serán la disponibilidad de materiales modernos y tecnologías necesarias para su procesamiento. [20]

#### **1.5.3.1.2 Estrategia de desarrollo en el área de aeronaves militares de la UAC**

El objetivo estratégico de la UAC en el área de aviones militares es satisfacer la demanda de la Fuerzas Armadas de Rusia para futuros tipos de aeronaves y aumentar la cuota de Rusia en el mundo mercado de la aviación militar a 15-16%.

Para la consecución de los objetivos que se especifican es necesario prever la posibilidad de desarrollo y la producción en serie de aviones militares en todo o en parte por las instalaciones de producción nacional y basado en sistemas nacionales de I + D o de los productos desarrollados en conjunto con la cooperación de socios estratégicos en tecnología militar y mantener la paridad con los principales fabricantes de EE.UU. y la UE.

En la actualidad la Corporación es uno de los principales actores en el mercado mundial. Los principales clientes en el segmento de aviones de combate son económicamente a los países desarrollados la realización de su armamento sin hacer referencia a la política de EE.UU. y la UE (China, India y otros países). [20]

### **1.5.3.1.3 Estrategia de desarrollo en el área de aviones de transporte de la UAC**

El objetivo estratégico de la UAC en el desarrollo en el área de aviones de transporte es restaurar la independencia de Rusia en el ámbito del desarrollo y la producción de aviones de transporte, para satisfacer la demanda de las Fuerzas Armadas de RF y representar a Rusia en los aviones de transporte del mercado del mundo.

El desarrollo de la gama de aviones de transporte militar está determinada por limitaciones de los mercados tradicionales y el largo ciclo de reemplazo de línea de modelos. El posicionamiento en el mercado de la Corporación en este segmento se asocia con la necesidad de garantizar a RF Fuerzas Armadas los intereses estratégicos y las necesidades de reemplazo de aviones retirados (incluyendo aeronaves de diseño de Ucrania).

En el sector del transporte de aviones comerciales, UAC puede convertirse en una de los principales proveedores, tanto en el sector de los aviones en pista y las modificaciones de carga de aviones de pasajeros (en la base de IL-96, Tu-204, IL-114 y los modelos extranjeros). En este sector es posible organizar producción eficiente de los modelos tradicionales con las mejoras tecnológicas necesarias. [20]

### **1.5.3.2 JAXA**

El 1 de octubre de 2003, el Instituto de Ciencia Espacial y Astronáutica (ISAS), el Laboratorio Nacional Aeroespacial de Japón (NAL) y el Nacional de Actividades Espaciales del Japón (NASDA) se fusionaron en una institución administrativa independiente que realizan todas las actividades en el ámbito aeroespacial como una organización, desde la investigación básica y desarrollo para su utilización. La institución administrativa independiente es la Agencia de Exploración Aeroespacial de Japón (JAXA.)

La consolidación de estas tres organizaciones antes independientes permite dar un enfoque continuo y sistemático para la exploración espacial, desde la investigación básica, hasta el desarrollo y aplicaciones prácticas.

Esto también significa que lo mejor de avanzadas tecnologías aeroespaciales del Japón moderno se reúnen en una concentración de las tecnologías que se espera para crear nuevas energías para impulsar los esfuerzos de Japón hacia el espacio.

Dado que el desarrollo y utilización del espacio, y la investigación y el desarrollo de la aviación son los pasos para alcanzar los objetivos de la política nacional, nuestra contribución a la solución de problemas es una misión importante para nosotros. JAXA propone su visión a largo plazo, JAXA2025.

Bajo nuestro mensaje corporativo "Llegar a los cielos, con exploración del espacio", JAXA está llevando a cabo grandes posibilidades en diversos campos aeroespaciales y se esfuerza por tener éxito con varias investigaciones y misiones de desarrollo a fin de contribuir a la paz y la felicidad de la humanidad. [21]

## **1.6 Normatividad Aerodinámica y Aeroespacial**

La calidad y la confiabilidad son valores críticos para la industria aeroespacial, en un ambiente en donde los errores o fallas en el producto o servicio pueden ser fatales, la efectiva gestión de un sistema de calidad es parte de un rol esencial y de gran ayuda para reducir los riesgos y proveer una red confiable.

Los sistemas de gestión han sido usados en la industria aeroespacial por muchos años. Los esfuerzos de los miembros de la industria aeroespacial han establecido un solo sistema de gestión dando como resultado AS9100, 9110 y 9120. Estos son usados y sustentados por las compañías aeroespaciales líderes e inclusive por su cadena de proveedores.

- AS9100 - Gestión de la Calidad Aeroespacial, requerimientos para diseño y/o manufactura de productos aeroespaciales.
- AS9110 - Gestión de la Calidad Aeroespacial, requerimientos para el mantenimiento de la organización.
- AS9120 - Gestión de la Calidad Aeroespacial, requerimientos para Distribuidores

En el mercado Americano se pueden realizar auditorias adicionales que son únicas para la región de América:

- AS9003 Inspección y Prueba
- AS9006 Aerospace Deliverable Software Supplement para AS9100.

El estándar Aeroespacial es una serie de especificaciones basadas en ISO 9001 y desarrollado por el Grupo Internacional de Calidad Aeroespacial (IAQG) para proveer consistencia internacional y direccionar las regulaciones específicas, seguridad y confiabilidad que se demanda en el sector aeroespacial.

La serie aeroespacial de estándares cubre el espectro completo de la organización que pertenece al sector aeroespacial, desde el diseño y manufactura para mantener a las organizaciones y distribuidores de piezas. [22]

### **1.6.1 Estándares de la AIAA**

Acreditado por el American National Standards Institute (ANSI), la AIAA ofrece publicaciones nacionales e internacionales referentes a las normas aeroespaciales. Las actividades de las normas de la AIAA se llevan a cabo a través de los Comités de Normas (CoS), que son supervisados por el Consejo de Normas Ejecutivo.

AIAA tiene una lista completa de normas aeroespaciales tanto actuales como históricas de valor. Promover las normas de excelencia técnica y el profesionalismo es una parte crítica de nuestra misión.

Las normas y el programa de funciones de la AIAA, bajo los auspicios de las Normas del Consejo Ejecutivo de la AIAA (SEC) en nombre de la Junta de Directores AIAA, proporciona un foro abierto para discutir las cuestiones de normalización de importancia para la profesión aeroespacial.

La AIAA sirve a la profesión Aeroespacial en nivel a las normas nacionales e internacionales para facilitar el consenso entre el gobierno, la industria y la academia.

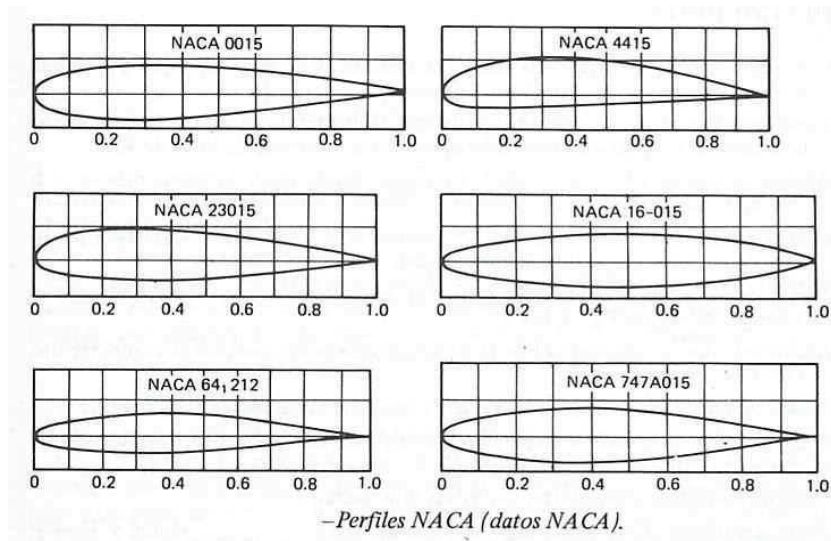
AIAA lleva a cabo sus actividades a través de su comité Americano de Estándares Nacionales. [23]

### 1.6.2 Estándares de la NACA

Los perfiles NACA (Figura 1.9) son una serie de perfiles que fueron creados por la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) se engloban según sus características:

- 1 Four-digit series
- 2 Five-digit series
- 3 Modifications
- 4 1-series
- 5 6-series
- 6 7-series
- 7 8-series [24]

Estos estándares son los que básicamente se van a estudiar en este trabajo, por lo cual se describirán con mayor precisión en el Capítulo 2, sección 2.9.2.



**Figura.1.9** Algunos perfiles NACA

### **1.6.3 Estándares de la FAA**

La misión de la Federal Aviation Administration es proporcionar el más seguro y eficiente sistema aeroespacial del mundo. Se esfuerzan por alcanzar el siguiente nivel de seguridad, eficiencia, responsabilidad medioambiental y el liderazgo mundial. Son responsables ante el público estadounidense y nuestros grupos de interés.

Bajo el amplio paraguas de la seguridad y la eficiencia, tienen varias funciones importantes:

- Regulación de la aviación civil para promover la seguridad.
- Fomento y desarrollo de la aeronáutica civil, incluidas las nuevas tecnología de la aviación.
- Desarrollo y explotación de un sistema de control del tráfico aéreo y la navegación, tanto para las aeronaves civiles como para las militares.
- Investigación y desarrollo del Sistema Nacional del Espacio Aéreo y la aeronáutica civil.
- Desarrollar y llevar a cabo programas de control de ruido de las aeronaves y otros efectos ambientales de la aviación civil.
- Regulación del transporte espacial comercial de los EUA.

En ingeniería, hacen la investigación y el desarrollo de los sistemas y procedimientos que se necesitan para un sistema seguro y eficiente de la navegación aérea y el control del tráfico aéreo. Ayudan a desarrollar mejores aviones, motores, y equipos y la prueba o evaluar sistemas de aviación, dispositivos, materiales y procedimientos. También llevan a cabo la investigación médica aérea. [25]

## **1.7 Estándares en la industria de la Aviación**

### **1.7.1 Estándares de Boeing**

La empresa Boeing considera que la normalización es un elemento clave en sus estrategias de negocios y que las normas son herramientas esenciales. Su política corporativa establece específicamente el objetivo de "promover la normalización de sus productos, procesos, sistemas e información, con el fin de permitir el mejor uso de los

activos de nuestra empresa, lograr una distribución flexible del trabajo y maximizar el valor para el cliente". La política indica también que: "Con este propósito, Boeing empleará normas que abarquen a toda la empresa, incluidas las normas industriales."

Estar involucrado con las normas en Boeing significa trabajar para capturar y comunicar el conocimiento técnico necesario para producir productos aeroespaciales excepcionales. Para sus profesionales en normas, esto significa:

- Proporcionar una infraestructura para coordinar y establecer un grupo único de requisitos normativos en Boeing;
- Asegurar un vínculo entre nuestras actividades con normas y nuestras estrategias tecnológicas y de negocios;
- Garantizar que nuestros requerimientos técnicos sean atendidos por las normas que ayudamos a desarrollar;
- Impulsar el conocimiento técnico y las relaciones ganadas mediante la participación en las actividades relacionadas con normas y
- Promocionar a Boeing y a nuestros expertos técnicos como líderes en el espacio aéreo y en la comunidad de normas. [26]

### **1.7.2 Estándares de Airbus**

Airbus lucha por los más altos estándares. Entrega de aviones a tiempo, el costo y la calidad, hacer lo correcto por primera vez son las unidades de la política de Airbus.

Los clientes de Airbus esperan calidad en el avión que compran. Seguridad, fiabilidad, comodidad y los costes de mantenimiento son áreas clave donde la calidad es crucial en el juicio de una compañía aérea de una aeronave.

Para obtener el nivel más alto en estos y otros aspectos de las facetas de una aeronave y el rendimiento de la cuestión de la calidad es dirigida por Airbus en todas las fases desde el diseño hasta el montaje final. Las pruebas se aplican y Airbus asegura que cada proveedor de las partes cumple con las exigentes normas de calidad. Trabajos, partes y materiales defectuosos, son rechazados.

Airbus cuenta con una red de empleados clave que identifican los problemas en las distintas etapas del diseño, producción y montaje, y recomiendan medidas para erradicarlas, posiblemente lo que significaría costosos retrasos. Estos empleados también aseguran la mejora continua de normas y la eficacia al señalar las formas en que la gente podría trabajar mejor o donde las herramientas y los materiales podrían ser mejorados.

Para Airbus la normalización es una condición previa para la colaboración industrial, así como un medio para el ahorro de costes, un beneficio para sus clientes y una fuente de conocimiento técnico demostrado.

Los estándares tienen que ser bien reconocidos, disponibles en todo el mundo, aplicable a flotas mixtas, fiable, y atractivo para ser utilizados por otras compañías.

El proceso de estandarización debe ser global, impulsada por la industria y basada en la transparencia y el consenso, pero rápida y barata.

Entre el dominio de aplicación se dividen en los estándares de no productos, los cuales comprenden las normas fundamentales, normas de calidad, reglamento de normas, normas de la organización, y los estándares de diseño. Por otro lado están las normas de producto, que comprenden la tecnología de normas y las normas de los procesos de fabricación.

La política corporativa de Airbus en materia de normas de productos incluye el máximo uso de componentes estándar, máximo grado de normalización y la variedad se deberá de reducir al mínimo.

La estandarización de los productos y procesos trae consigo varios beneficios, en los que destacan:

- Productos homogéneos
- Bases para la comunicación (a través de centros de diseño y funciones)
- Soluciones aprobadas para tareas repetitivas.
- Reducción de la variedad.
- Normas disponibles para una solución aprobada. [27]

## **1.8 Tendencias en la normatividad y el estado del arte en la Aerodinámica**

### **1.8.1 Laboratorio de Aerodinámica del Instituto Politécnico Nacional**

#### **Pruebas y ensayos**

- Pruebas en túnel de viento.
- Túnel de succión de sección de prueba de 1.2m x 1.2mx2.4m, vel máx 95 km/h
- Túnel de presión de impacto de sección de prueba de 0.45mx0.45mx1 m, vel máx 110 km/h
- Túnel supersónico de sección de prueba de 2cm x 10 cm, Número de Mach=1.8
- Medición de fuerzas aerodinámicas. Balanza Aerodinámica de 3 componentes (200N máx, 1000 Nm máx)
- Medición de cargas por viento. Dinamómetros hasta de 500 N
- Medición de presiones. Manómetros hasta de 800 mm Hg
- Medición de velocidad de flujo. Anemómetros hasta 450 km/h
- Medición de eficiencia de ventiladores
- Simulación de condiciones ambientales extremas en cámaras de 0.7 m<sup>3</sup> de volumen -55 °C hasta +55 °C Humedad 100%. Presión ambiente. [28]

### **1.8.2 Laboratorio de Aerodinámica de NTNU**

El laboratorio de aerodinámica tiene cuatro túneles de viento de baja velocidad diseñado para diferentes tipos de investigaciones. El más pequeño túnel tiene una sección de prueba de 0.45mx 0.45mx 2m y la velocidad máxima de 35 m/s mientras que el mayor túnel tiene una sección de prueba de 2.7mx 1.8mx 11m y una velocidad máxima de 30 m/s.

El laboratorio también cuenta con dos bancos de pruebas para los flujos de la tubería. Un túnel de agua con una sección de prueba de 0.15m x 0.15m x 2m está disponible para la fase dos y estudios de partículas de flujo. Para los flujos compresibles túnel de un tubo de compresión de viento supersónico capaz de producir flujos de hasta Mach 3 está disponible.

El laboratorio cuenta con una fuente casi ilimitada de sondas y transductores para mediciones de velocidad. Estos consisten en puntas de prueba de impacto de presión, de uno o varios componentes de alambre caliente, 1 y 2 componentes anemometría laser-Doppler (LDA) y velocimetría por imágenes de partículas (PIV). Aspiración de sondas para la medición de las concentraciones de gases de hasta 0,1% están disponibles.

Un componente de alta resolución, 6 balanzas electrónicas, el túnel de viento más grande y el balance de un componente mecánico. Un gran número de alta velocidad de adquisición de datos de 12 bits con amplificadores de acondicionamiento de señal y filtros están disponibles capaces de registrar datos de forma continua en el disco a una velocidad de hasta 1 MHz. Dos de los túneles están equipados con equipo de automatización así como el componente de la sonda que atraviesa el equipo. [29]

### **1.8.3 Facultad de Ingeniería Aeroespacial. Technion Israel**

Investigación experimental y analítica en mecánica de fluidos y aerodinámica se lleva a cabo en el Laboratorio de Aerodinámica. Establecido en 1956, el laboratorio ofrece servicios, mano de obra y el apoyo financiero independiente para miembros de la facultad superior y sus estudiantes graduados.

Cuatro instalaciones funcionan en el marco del Laboratorio de Aerodinámica:

- El laboratorio de túnel de viento.
- El Laboratorio aerotermodinámica hipersónico.
- El Laboratorio de Investigación de la turbulencia.
- El tubo de choque y el Laboratorio de Óptica Láser

El laboratorio está equipado con:

Un túnel de viento continuo de 200 HP, con velocidad variable, 1m x 1m de sección transversal, de circuito abierto, para velocidades de hasta 35 m/seg. Este túnel se encuentra ahora en la última fase de ser actualizado a 100 m/h con un nuevo ventilador centrífugo 390 HP.

Un túnel transónico de 60 cm. x 80 cm. de sección transversal, la inducción impulsada por baja turbulencia para un rango de número de Mach 0,4 a 1,2 a 1 atm de presión total.

Un túnel de viento supersónico de 40 cm. x 50 cm. de sección transversal, un golpe hacia abajo con una boquilla flexible para un número de Mach de variación continua de 1,5 a 3,6 a presiones total de hasta 10 atm. Duración de pruebas de hasta un minuto.

Dos túneles de purga-supersónico, uno de 30 cm. x 30 cm. de sección transversal diseñado para 30 números de Mach y el segundo de 10 cm. x 10 cm. de la sección transversal con una boquilla flexible. Ambos se utilizan también para abrir chorros sonoros.

Un generador de arco de plasma (APG) de 5 mW, que produce flujos de plasma de hasta 0,5 kg/seg a presiones de hasta 50 atm y temperaturas de hasta 6000 grados K. La APG tiene una cámara de pruebas (abajo de 1 Torr) para las pruebas aerodinámicas (con aire) y una pierna de la atmósfera para la simulación de calentamiento aerodinámico y los estudios de la ablación. Un túnel de viento hipersónico con una boquilla para  $M=8$  con 30 pulgadas de diámetro. Una sección de prueba se ha construido con la APG como calentador de aire.

Una cámara de pruebas ambientales de unos 8m<sup>3</sup> de volumen con "los niveles de ruido blanco de hasta 160 db, generadas por chorros de aire comprimido. El ruido puede ser sostenida continuamente por hasta 30 minutos.

Un sistema de alta presión de aire de 1000 ft<sup>3</sup> de 3000 psi, filtra y se seca el aire que impulsa a los túneles de viento. El aire es comprimido por compresores de 1500 HP.

Un túnel de agua de 22 cm. x 22 cm. de sección transversal, con una velocidad máxima de 0,25 m/seg para la visualización de flujo con tinte o burbujas.

Dos túneles de viento pequeños de flujo de alta calidad para la investigación de turbulencia.

Un tubo de choque de 3" de diámetro de gas-láser para estudios dinámicos y espectroscópicos.

Un tubo de choque de 2" para la ignición del combustible, la combustión y los estudios de la detonación. [30]

#### **1.8.4 Laboratorio de Aerodinámica. Instituto para la investigación Aerodinámica**

El Laboratorio del Instituto de Aerodinámica NRC de Investigaciones Aeroespaciales (NRC Aeroespacial) se encuentra en Ottawa, Canadá.

El laboratorio realiza investigaciones y proporciona servicios a los clientes de ala rotativa aerodinámica, y en la aerodinámica de un farol, organismos tales como vehículos de superficie y estructuras en el suelo. Cuentan con sofisticadas herramientas computacionales de dinámica de fluidos (CFD), junto con los datos de túnel de viento proporcionan una eficacia en los gastos de apoyo a la investigación y el producto el desarrollo.

NRC es reconocido mundialmente por sus investigaciones y actividades comerciales en la ingeniería del viento y la superficie la aerodinámica del vehículo. Su Laboratorio de Aerodinámica ha probado algunos de las principales estructuras del mundo para determinar cargas de viento y su la respuesta inducida. De particular interés es la capacidad de probar un farol de cuerpos en muy alto número de Reynolds, un tema de interés en la investigación y la generación de contratos comerciales. Proyectos recientes incluyen el puente a gran escalara de sección de prueba del modelo y el cable de la aerodinámica inclinada.

El laboratorio también investiga la aerodinámica de los camiones, trenes, coches, autobuses, motocicletas, barcos, etc, tanto a plena y escala del modelo, en apoyo a la eficiencia de combustible, la estabilidad y estudios de ruido aerodinámico. [31]

#### **1.8.4.1 Aerodinámica de ala fija**

NRC aeroespacial tiene experiencia en una amplia gama de cuestiones asociadas con la aerodinámica de aviones militares y civiles. Experimentos y aproximaciones computacionales se utilizan para apoyar la I+D a través del espectro completo de vuelo desde túneles subsónicos a supersónicos a través de una amplia gama de números de Reynolds, en hielo y en turbulencia. Los conocimientos técnicos van más allá de proporcionar datos, sino que incluye la interpretación de los resultados y impactos en la dinámica de vuelo del vehículo.

El Laboratorio de Aerodinámica tiene un programa activo de El Departamento de Defensa Nacional de Canadá (DND) de apoyo para tiendas de saldos de las aeronaves.

El Laboratorio trabaja extensamente sobre temas relacionados con los efectos de la acumulación de hielo en el rendimiento de las aeronaves. Los enfoques computacionales se usan para predecir el flujo adverso en separaciones de un ala rugosa. La investigación experimental ha incluido la validación de los tiempos para los diversos líquidos anticongelantes en la propulsión de grandes instalaciones de hielo. Los proyectos incluyen la evaluación numérica y experimental de los efectos de formación de hielo para una sección aerodinámica.

NRC Aeroespacial también tiene un activo programa de investigación en la aerodinámica y mecánica de vuelo de los pequeños vehículos. Los experimentos se llevan a cabo con las organizaciones internacionales partes para examinar la mecánica de fluidos de los vehículos a bajos números de Reynolds en un centro único en el cual las cargas se calculan con precisión obtenida en estas exigentes condiciones. Un programa computacional activo utiliza un gran remolino de simulación para predecir la separación incipiente de perfiles aerodinámicos y ha demostrado resultados prometedores.

Misiles aerodinámicos también son una zona establecida, tanto computacional y experimentalmente. Actuales proyectos incluyen evaluaciones numéricas de configuración de misiles hipersónicos. La investigación en aeroelasticidad y la aerodinámica se está llevando a cabo apoyar el alto rendimiento en lucha contra el puerto de operación de aviones. [31]

#### **1.8.4.2 Instalaciones**

El Laboratorio soporta ocho túneles de viento incluido uno de 1,5 m. x 1,5 m. presión de purga trisonic, y seis túneles de viento de baja velocidad de 9 m. x 9 m, 2 m. x 3 m, 3 m. x 6 m (Propulsión de circuito abierto y formación de hielo), 0,9 m. x 0,9 m., 5 m. de diámetro vertical, y de 0,57 m. x 0,57 m. de altitud de formación de hielo, así como un túnel de agua pequeño. Una instalación que produzca bajos números de Reynolds está en fase de desarrollo para estudiar la aerodinámica de micro vehículos aéreos. Además de las instalaciones, el laboratorio tiene una experiencia reconocida en el túnel de viento de corrección, la presión de la tecnología de pintura sensible, el flujo de mapeo y medición del ruido aerodinámico.

Las instalaciones experimentales se complementan con una amplia de las instalaciones de cálculo, la más reciente es una PC basada en 120 nodos de clúster. Estos servicios de apoyo al sector industrial, el gobierno y universidades, así como en proyectos de investigación en casa. Los proyectos normalmente son de carácter personalizado y un gran esfuerzo se aplican para obtener enfoques innovadores en instrumentación, software y operaciones para satisfacer las necesidades del cliente. [31]

#### **1.8.4.3 Ala rotatoria aerodinámica**

NRC Aeroespacial se dedica a trabajos relacionados con ala rotativa de los vehículos. Una simulación de CFD con rejillas quimera de un aleteo de cuatro hojas está en desarrollo, basándose en el éxito anterior de un bipala de configuración. La investigación experimental y computacional se está realizando para examinar las cuestiones relacionadas con la simulación de fidelidad para las misiones de helicópteros. [31]

## Capítulo 2

### Planteamiento del diseño de un laboratorio de experimentación en la Aerodinámica

#### 2.1 Laboratorio de fluidos

La atmósfera en la que el ser humano vive inmerso y el agua que forma el 80% de nuestro cuerpo, tienen algo en común: son fluidos y su dinámica es distinta a la de los sólidos, pero quizá mucho más importante para nosotros. Conducciones de agua, gas o petróleo, sistemas de ventilación, vehículos y muchas otras aplicaciones requieren conocer cómo se comportan los fluidos al moverse y su complejidad suele ser a menudo de tal calibre que sólo el ensayo adecuado y los ordenadores más potentes permiten llegar a conclusiones fiables. [32]

#### 2.2 Flujo compresible

Un flujo se considera ser un flujo compresible si el cambio de la densidad del flujo con respecto a presión es diferente a cero a lo largo de a línea aerodinámica. Este generalmente es el caso donde el Número de Mach en parte o en todo el flujo excede de 0.3. El valor del Mach 0.3 es algo arbitrario, pero se utiliza porque el gas fluye con un número de Mach debajo de ese valor demuestra cambios en la densidad con respecto al cambio en la presión de menos el de 5%. Además, ese cambio máximo de la densidad del 5% ocurre en el punto del estancamiento de un objeto sumergido en el flujo del gas y los cambios de la densidad alrededor del resto del objeto serán perceptiblemente más bajos.

El factor que distingue un flujo de ser compresible o incompresible es el hecho que en el flujo compresible los cambios en velocidad del flujo puede conducir a los cambios la temperatura que no son insignificantes. [33]

El flujo compresible requiere la integración de las ecuaciones de la conservación de la masa y de la cantidad de movimiento con la de la conservación de la energía. En el flujo compresible, estos tres requisitos de la conservación están íntimamente relacionados entre sí, de modo que la complejidad del problema que se tiene al evaluar dichos flujos, aumenta. Además, la ecuación de la conservación de la energía incorpora de manera explícita las propiedades termodinámicas del fluido. En consecuencia, no existe una solución general para dichos flujos, y, en cambio, se recurre a flujos sencillos, como los flujos no estacionarios unidimensionales y estacionarios no viscosos bidimensionales de gases perfectos que poseen calores específicos constantes. A pesar de eso, estos flujos exhiben todas las características importantes de los flujos compresibles e incluso tienen algunas importantes aplicaciones en ingeniería. [34]

### 2.2.1 Modulo de compresibilidad

Para todo tipo de materia (sólido, líquido o gas), el aumento de presión ( $\Delta p$ ), origina siempre una disminución de volumen ( $\Delta V$ ). En la zona de elasticidad lineal de los materiales, la variación unitaria de volumen ( $\Delta V/V$ ) por unidad de presión ( $(\Delta V/V)/\Delta p$ ), es una constante, que viene determinada por las características elásticas del material, a través del módulo de elasticidad volumétrica o módulo de compresibilidad:

$$K = - \frac{\Delta p}{\Delta V/V} \quad (2.1)$$

Para los sólidos,  $K$  es muy grande, para líquidos  $K$  es grande y para gases  $K$  es pequeño. El signo negativo (-), es debido a que los sentidos de las variaciones de presión y de volumen son contrarios, es decir ante un aumento de presión, el volumen disminuye. Haciendo enfoque, en el campo de los fluidos, si se consideran magnitudes elementales, si un determinado volumen de fluido ( $V$ ) se somete a un aumento de presión ( $dp$ ), el volumen se reduce en un determinado valor ( $dV$ ), denominando módulo de compresibilidad del fluido a:

$$K = -V \frac{dp}{dV} \quad (2.2)$$

Un fluido poco compresible (líquidos) tiene alto módulo de compresibilidad y un fluido muy compresible (gases) tiene bajo módulo de compresibilidad. Para poder evaluar

los cambios de presión y volumen ( $dP/dV$ ), es necesario tener en cuenta el tipo de proceso de compresión: isoterma (a temperatura constante), isentrópico (adiabático sin efectos disipativos), lo que da lugar a la definición de los siguientes módulos:

- Módulo de compresibilidad isoterma

$$K_T = -V \left( \frac{\partial p}{\partial V} \right)_T \quad (2.3)$$

- Módulo de compresibilidad isentrópico

$$K_s = -V \left( \frac{\partial p}{\partial V} \right)_s \quad (2.4)$$

Las ecuaciones anteriores se suelen expresar en función de términos de densidad en vez de volumen,  $V=m/\rho$ ; como  $m$  es constante,  $dV=-m d\rho/\rho^2$ , con lo que  $-V/dV=\rho/d\rho$ . Evidentemente, ante un aumento de presión, la densidad aumenta, quedando como expresiones del módulo de compresibilidad: [35]

$$K_T = \rho \left( \frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_T \quad K_s = \rho \left( \frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_s \quad (2.5)$$

### 2.2.2 Velocidad del sonido

La velocidad del sonido se define como la rapidez a la que se propaga una perturbación infinitesimal (pulso de presión) en un medio respecto a l marco de referencia de ese medio. Las ondas de sonido reales, formadas por perturbaciones de presión de amplitud finita que nuestros oídos pueden detectar, se mueven con rapidez sólo ligeramente mayor que la velocidad del sonido.

Como una formula fácil y sencilla tenemos que la velocidad del sonido en un gas ideal varía con la raíz cuadrada de la temperatura.

$$a = (kRT)^{1/2} \quad (2.6)$$

El empleo de esta ecuación para pronosticar velocidades del sonido en gases reales en condiciones normales proporciona resultados muy cercanos a los valores medidos.

Desde luego que si el estado del gas se aleja mucho de las condiciones ideales (altas presiones y bajas temperaturas), entonces no es aconsejable usar esta ecuación. [3]

Una onda de sonido es un flujo compresible pues existe un intercambio apreciable de energía entre la energía interna de una partícula de aire y su energía cinética. Esta relación entre la energía cinética aleatoria de las moléculas individuales y el movimiento ordenado de las partículas del fluido en una onda de sonido permite la propagación de la energía del sonido de una fuente a un receptor distante, aun cuando el fluido a través del cual pasa la onda, no presenta movimiento neto. Es sorprendente que todo tipo de sonidos de propague con la misma velocidad: una nota musical, el canto de un ave o el estruendo de un relámpago.

Los sonidos audibles se caracterizan por cambios de presión y densidad de la atmósfera ambiente, los cuales son insignificantes comparados con la presión y densidad atmosféricas promedio. [34]

Otra forma de evaluar la compresibilidad de un fluido, es la velocidad con la que se transmiten pequeñas perturbaciones en el seno del propio fluido; a esa velocidad se le denomina velocidad sónica o velocidad del sonido y viene determinada por:

$$a = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_s} = \sqrt{\frac{K_s}{\rho}} \quad (2.7)$$

Los fluidos compresibles tienen bajas velocidades sónicas y los fluidos incompresibles tienen altas velocidades sónicas; así a 20°C y 1atm, la velocidad del sonido en agua es de 1483,2 m/s, y la velocidad del sonido en aire es de 331,3 m/s.

Definiendo la velocidad sónica, como la velocidad de una perturbación infinitesimal, y considerando que el cambio de estado a través del pulso infinitesimal, es adiabático e irreversible, es decir isentrópico, se tiene:

$$a = \lim_{\Delta \rho \rightarrow 0} c = \lim_{\Delta \rho \rightarrow 0} \sqrt{\left(\frac{\Delta p}{\Delta \rho}\right) \left(1 + \frac{\Delta \rho}{\rho}\right)} = \left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_s \quad (2.8)$$

### 2.2.3 Número de Mach

La velocidad sónica, no sólo evalúa la compresibilidad de un fluido, sino que permite clasificar los flujos, a través de la adimensionalización de la velocidad con la velocidad sónica:

$$\text{Ma} = \frac{v}{a} = \frac{v}{\sqrt{K_s/\rho}}$$

(2.9)

Como ya se vio en el capítulo 1, una clasificación simple, lleva a tener flujos subsónicos, sónicos o supersónicos:

- Flujo subsónico:  $\text{Ma} < 1$
- Flujo sónico:  $\text{Ma} = 1$
- Flujo supersónico:  $\text{Ma} > 1$

Por otro lado, una clasificación completa es:

- Flujo incompresible:  $\text{Ma} < 0.3$
- Flujo subsónico:  $0.3 < \text{Ma} < 0.8$
- Flujo transónico:  $0.8 < \text{Ma} < 1.2$
- Flujo supersónico:  $1.2 < \text{Ma} < 3.0$
- Flujo hipersónico:  $3.0 < \text{Ma}$

Cuando  $\text{Ma} < 0.3$ , las variaciones de densidad son relativamente pequeñas (menores del 5%); con lo que aunque el fluido sea un gas, puede considerarse como incompresible. Evidentemente en líquidos, la velocidad sónica es muy alta, y ello lleva a que el número de Mach sea siempre muy pequeño.

Cuando  $\text{Ma} < 0.8$ : en ninguna zona del flujo se producen ondas de choque

Con  $\text{Ma} > 0.8$ : se pueden producir ondas de choque, de intensidad creciente conforme aumenta el número de Mach.

Una consideración interesante es que en flujo externo, las fuerzas que el flujo ejerce sobre un objeto, tienen una dependencia muy diferenciada: a muy bajos  $Ma$  (estrictamente tendríamos que hablar de muy bajos números de Reynolds), el flujo sólo tiene que atravesar la propia geometría del objeto; conforme el  $Ma$  aumenta, el desorden provocado por la capa límite, hace que la interacción fluido-superficie se extienda a zonas alejadas del objeto; y finalmente conforme el flujo se aproxima a condiciones sónicas, la aparición de las irreversibilidades con grandes aumentos de entropía de las ondas de choque, hace que se tenga que superar la denominada “barrera del sonido” en donde se tiene una alta interacción flujo-geometría; para acabar en los flujos hipersónicos con la aparición de ondas de choque oblicuas. [35]

Considérese el ala que se desplaza a una velocidad  $V$ . A medida que esta ala se mueve por el fluido, la perturbación de presión generada por el movimiento del ala se propaga como una onda a velocidad sónica delante de ella. Estas perturbaciones de presión recorren una distancia considerable delante del ala antes de ser atenuadas por la viscosidad del fluido, y avisan al fluido situado corriente arriba que el ala se acerca. A su vez, las partículas de fluido comienzan a separarse en forma tal que hay un flujo suave sobre el ala en el momento en que ésta llega. Si una perturbación de presión creada por el ala es esencialmente atenuada en un tiempo  $\Delta t$ , entonces el fluido situado a una distancia  $\Delta t(a-V)$  adelante es alertado a prepararse para la inminente llegada del ala.

Cuando la velocidad del ala aumenta, obviamente se reduce la velocidad relativa  $(a-V)$ , y el fluido situado corriente arriba tiene menos tiempo para prepararse para la llegada del ala. El campo de flujo es modificado por curvaturas de líneas de corriente menores, y aumenta el arrastre de forma sobre el ala. Si aumenta la velocidad del ala a la velocidad del sonido o en mayor grado, el fluido ya no tendrá ningún aviso de que el ala se aproxima y no puede prepararse para su llegada. La naturaleza, en este punto, resuelve el problema al crear una onda de choque que se aparta del borde de ataque. A medida que el fluido pasa por la onda de choque cerca del borde de ataque, se desacelera a una velocidad menor que la velocidad sónica y, por tanto, tiene tiempo para dividirse y fluir alrededor del ala. [3]

## 2.3 Diseño y construcción de túneles de viento

El túnel de viento es una instalación experimental que sirve para estudiar cómo actúa el viento al incidir sobre objetos de distintas formas y naturaleza. Estos estudios permiten predecir las fuerzas generadas cuando estos cuerpos se desplazan en el seno del aire (cohetes, aviones, automóviles, motocicletas) o por la acción del viento sobre cuerpos estacionarios (edificios, antenas).

En mecánica de los fluidos, aerodinámica, etc.... la complejidad de las ecuaciones matemáticas hace todavía hoy imposible su tratamiento completo en problemas prácticos. Además, existen ciertos parámetros que por su naturaleza son claramente experimentales. Es necesario por lo tanto contar con medios que hagan posible el estudio de estos fenómenos de una manera económica y fiable. El túnel de viento es la herramienta adecuada para la verificación, estudio y desarrollo de técnicas y procedimientos, así como de teorías con la finalidad de entender el comportamiento de cuerpos o masas de aire en movimiento.

Es innumerable la cantidad de ejemplos dónde se hace necesario el conocimiento del comportamiento de aire en presencia de otros cuerpos, mas o menos rígidos, haciendo imprescindible su estudio por la vía de túneles de viento. Las posibilidades de visualización del movimiento del fluido, como así también la posibilidad de proponer experiencias, le otorgan además calidades educativas importantes.

Aunque hay muchas familias de túneles de viento, por lo general pueden definirse como conductos que llevan en alguna parte de su trayecto un ventilador accionado por un motor, que se encarga que el aire fluya de manera constante; usualmente las aspas del ventilador son diseñadas, según el tipo de túnel que se vaya a construir, de manera similar a como se hacen las de los aviones.

Para simular las condiciones reales, es necesario simular las condiciones atmosféricas. Estas se caractericen por un grado bajo de turbulencia (definida como perturbaciones alrededor de un valor medio de velocidad de el aire). Se impone por lo tanto

la necesidad de contar con un túnel que produzca aire en condiciones similares de turbulencia, es decir, con niveles relativamente bajos de la misma. [36]

### **2.3.1 Partes de un túnel de viento**

Los túneles de viento constan de varias partes (Figura 2.1). La parte de interés para la experimentación es la sección de pruebas, que debe ser transparente para permitir la observación y la filmación, en ella se instala el modelo del vehículo o forma cualquiera, y diferentes aparatos que midan las fuerzas que experimenta este y las condiciones del aire que atraviesa esta sección. Resulta de interés que la sección de pruebas sea de menor área que el resto del túnel, puesto que por conservación de caudal genera una velocidad mayor cerca del modelo; ahorrando energía en el ventilador, que genera el mismo efecto en la sección de pruebas con una potencia menor, que además reduce las pérdidas por fricción en las paredes y codos del túnel.

Como una reducción brusca en el área de la sección genera desprendimientos y turbulencias, en la entrada de esta se coloca un cono que reduce de manera gradual el área, al que se le nomina contracción, de manera similar, al acabar la sección de pruebas hay un tramo denominado difusor, encargado de aumentar el área y disminuir la velocidad del aire.

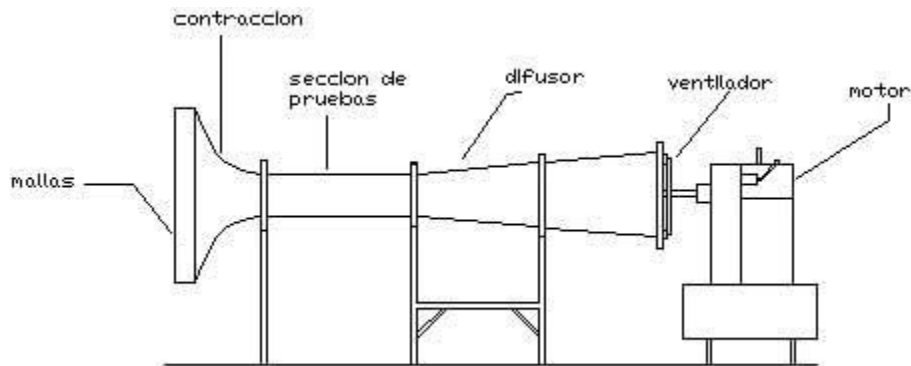
Aunque las velocidades con que se experimenta en los túneles de viento varían dentro de un amplio rango, solo se considerarán las menores a 360 mph, denominadas subsónicas, dónde la compresibilidad del aire es despreciable.

La atracción de los túneles de viento radica que no es necesario someter a experimentación el prototipo sino a un modelo a escala que guarde parecido aerodinámico.

Para conocer las fuerzas que se aplican al caso real, en un túnel subsónico, debe existir una similitud geométrica, lo que hace que ambos tengan la misma escalera de longitudes, tiempo y fuerzas. El tamaño del modelo define en muchos casos el tamaño de la sección; en teoría sería ideal que la sección tuviera el mayor ancho posible, sin embargo, por razones económicas, es aceptable que la envergadura del modelo sea como máximo

cuatro quintas partes del ancho de la sección, de suerte que el efecto de las paredes no se vea reflejado en las mediciones.

Dentro de las variaciones en los túneles de viento, la principal diferencia es la posibilidad de la recirculación del aire. Los túneles de viento pueden ser de circuito abierto dónde el aire que entra vuelve a salir o de circuito cerrado, dónde el aire realiza siempre el mismo recorrido. Un túnel del primer tipo tiene la ventaja de ser relativamente más barato en su construcción, pero requiere de más aire disponible, más energía y hace más ruido. Uno de tipo cerrado ahorra más energía (sólo gasta la necesaria para restaurar las pérdidas por fricción), no necesita de tanto aire disponible pero resulta mucho más costosa su fabricación y montaje. [36]



**Figura 2.1** Partes básicas de un túnel de viento

Estos dos tipos de túneles pueden tener una sección de pruebas con paredes (tipo NPL) o sin paredes (tipo Eiffel); se prefiere la primera, pues resulta más fácil colocar y cambiar tanto los modelos como las herramientas de medición.

Los nominados túneles de vuelo libre buscan simular lo planeo de los aviones, son de circuito y sección abierta, dónde se deja caer el modelo bajo la acción de la gravedad y el flujo del aire. Otro factor importante de un avión es la tendencia que tenga a dar giros después de entrar en una pérdida de control, para el que se usan los "spin tunnels" que son túneles de viento verticales, en los cuales el aire fluye hacia arriba; el modelo se coloca dentro y se filma durante la pérdida y su recuperación, para ser estudiado después con detenimiento.

Pero como se sabe los túneles no van dirigidos exclusivamente al diseño de aeronaves, sino también al de automóviles, bicicletas, edificios, a simular la propagación de incendios y de contaminantes atmosféricos. Para los resultados de las pruebas no sólo se usan sensores, también se usan sustancias que sirven para visualizar el flujo, como es el caso de los túneles de humo o túneles en los que se utiliza agua con jabón para marcar líneas y trayectorias en el fluido.

Pero lo más importante en los túneles de aire, es todo el conjunto de análisis, teorías y conclusiones que se tienen que encontrar después de haber hecho las pruebas en el túnel de aire. Se tienen que pasar muchas horas viendo los videos grabados durante las pruebas y analizando los datos recogidos por todos los sensores que se distribuyen por el vehículo o por su representación en escala y en el propio túnel por tal de llegar a estas conclusiones. También como trabajo post-experimental se hacen recreaciones de estas pruebas en modelos en tres dimensiones creados por ordenador. [36]

Un túnel del viento realmente es un dispositivo bastante simple. El diseño general es crear gran velocidad, baja turbulencia en el flujo a través de la sección de la prueba y permite a los investigadores medir las fuerzas resultantes sobre el modelo a probarse.

- **Cámara establecimiento.** El propósito de la cámara del establecimiento es estabilizar el flujo y que sea lo más lineal posible.
- **Cono de la reducción.** El cono de la reducción toma un volumen grande de aire de baja-velocidad y lo reduce a un volumen pequeño de aire de alto-velocidad sin crear turbulencia.
- **Sección de Prueba.** La sección de la prueba es donde se ponen el artículo de la prueba y sensores.
- **Difusor.** El difusor retarda la velocidad del flujo en el túnel del viento, hasta su velocidad inicial.
- **Sección de paseo.** La sección del paseo proporciona la fuerza que causa el aire para mover a través del túnel del viento, por medio de hélices o turbinas.

Los túneles del viento pueden estar abiertos o cerrados. El plan influencia si o no el aire se recircula en el túnel. [37]

### **Sección de prueba.**

Tanto los requerimientos como los costos determinan el tamaño y velocidad del aire en la sección de pruebas y la potencia requerida por el ventilador. La sección puede tener muchas formas: circular, elíptica, rectangular, cuadrada, hexagonal u octogonal, como las pérdidas debidas a su forma son mínimas, la elección de su geometría obedece principalmente a consideraciones aerodinámicas y a la utilidad marginal que represente. El techo y piso planos hacen muy fácil la instalación de modelos, balanzas aerodinámicas y su calibración. En especial una sección que tenga un alto igual a dos tercios de su ancho es aún más ventajosa pues requiere de menores correcciones. Debido a que la capa límite se engrosa a medida que el aire atraviesa la sección de pruebas, crea un área efectiva menor, aumentando la velocidad. A pesar de que no se ha desarrollado un método de diseño para solucionar este problema, se recomienda que las paredes tengan un ángulo de divergencia alrededor de medio grado y muchas veces es necesario hacer un ajuste fileteando las esquinas, una vez que el túnel esté montado, hasta obtener mediciones estáticas en la presión longitudinal.

La longitud usual de una sección de pruebas varía entre una y dos veces la dimensión mayor de la sección. No debe olvidarse hacer la sección transparente o colocar suficientes ventanas para su filmación y observación. [38]

### **Difusor**

Debido a que las pérdidas a través de un ducto varían proporcionalmente con el cubo de la velocidad, el objetivo del difusor es reducir la velocidad expandiendo el fluido y recuperando la presión estática, el difusor está dividido en dos partes por el ventilador. Los difusores son muy sensibles a errores de diseño, pueden crear separación de la capa límite de manera intermitente o estable, que es difícil de detectar y puede causar vibración en el túnel, oscilación del ventilador y variación en la velocidad de la sección de pruebas. El diseño del difusor resulta ser clave en el éxito del túnel, pues es necesario encontrar el

punto óptimo para aumentar el área, sin permitir que la capa límite se desprenda. Los difusores se describen con la relación entre las áreas de entrada y salida o con el ángulo equivalente de cono, que es el ángulo que surgiría al trazar un cono truncado entre el área de entrada y la de salida. La relación de áreas recomendada debe ser de cinco o seis a uno y el ángulo debe ser de siete grados o menos.

Hay que tener en cuenta que al difusor no le llega un flujo laminar, el aire que sale de la sección de pruebas no es uniforme lo que hace aún más difícil el papel del difusor.[38]

### **Cono de reducción**

Los dos problemas que debe superar un cono de contracción tienen que ver con su geometría; primero, se produce un gradiente de velocidad opuesto al deseable en la entrada y salida de la contracción, lo que puede generar un desprendimiento, aumentando la potencia y disminuyendo la calidad de la medición. Además, la superficie de las líneas de flujo de una contracción rectangular se choca con sus propias paredes, lo que genera un flujo secundario, responsable del desprendimiento y la reducción de la velocidad, esto puede solucionarse haciendo un filete en el cono de contracción. Como no se había desarrollado un cálculo físico que permitiera diseñar la contracción, se hacía por adaptación de métodos aproximados o "al ojo". Con el advenimiento de los computadores y de los métodos numéricos se han podido implementar programas que simulen el papel de las contracciones, evitando hacer piezas reales inútiles. Muchas veces aunque no se construya el túnel a escala y se simule, algunas partes se realizan, como la contracción, la sección de pruebas y la difusión que son críticas en el éxito del túnel, de forma que se pueda medir previamente su sensibilidad a flujos no uniformes. [38]

#### **2.3.2 Aire con colorante**

Como el aire no se ve, es transparente, para hacerle visible, se colorea. Y aunque parece humo o incluso harina, es aire al que se le aplica un aditivo sintético que lo colorea: el propilenglicol. Todos los datos se van recogiendo en ordenadores de altísima capacidad. Es tal la cantidad de datos generados que los ordenadores con los que cuenta tardan tres días en realizar el proceso de cálculo. En este proceso se estudian y analizan. [7]

### 2.3.3 Túnel de viento en la Aerodinámica

En la Aerodinámica las aplicaciones que se le pueden dar a un túnel de viento, es para hacer pruebas de:

- Medición de caudal.
- Distribución de velocidad y presión.
- Número de Reynolds.
- Visualización del flujo.
- Arrastre sobre cuerpos esféricos y perfiles especiales.
- Gradiente de presiones sobre perfiles aerodinámicos.
- Investigación del desarrollo de la capa límite en objetos mediante la medición de la distribución de carga total.
- Efecto de las corrientes de aire sobre perfiles alares.
- Balances de materia y energía.
- Convección libre y forzada.
- Manejo de carta sicométrica.
- Calibración de medidores de flujo y presión.
- Generación de curvas de ventiladores.
- Diseño de ventiladores, álabes y hélices.
- Medir propiedades de sustentación, arrastre, y estabilidad. [38]

### 2.3.4 Pérdidas en un túnel de viento.

Una vez revisadas las diferentes partes que deben de tenerse en cuenta a la hora de diseñar un túnel de viento, resulta fácil calcular la potencia necesaria para ponerlo en marcha; en el caso de un túnel cerrado, las pérdidas de energía por ciclo coinciden con el trabajo que debe hacer el ventilador para mantener el fluido en marcha.

Vale la pena aclarar que toda esta teoría para secciones circulares se puede aplicar a secciones de otras formas gracias al diámetro hidráulico. Si se define  $A$  como el área perpendicular al flujo y  $p$  como el perímetro mojado (perímetro del área seccional que está sometido a esfuerzos de fricción) definimos el diámetro hidráulico  $D_h$  como:

$$D_k = \frac{4A}{p} \quad (2.10)$$

Que es la mejor manera de aproximar un ducto no circular para aplicarle las ecuaciones para ductos circulares.

La manera más lógica de aproximarse al cálculo de las pérdidas en un túnel de viento, se deriva de seccionarlo en cinco partes correspondientes a las secciones cilíndricas, las esquinas, la sección de expansión, la de contracción y los honeycombs o pantallas, calculando para cada una el coeficiente de pérdida  $K$ .

Como la ecuación de Bernoulli enuncia que:

$$P_e + \frac{1}{2g} V_e^2 + h_e = P_s + \frac{1}{2g} V_s^2 + \sum k \left| \frac{V_s^2}{2g} \right. \quad (2.11)$$

Donde los términos en la entrada del ducto tienen los subíndices “e” y a la salida los “s”. Como la presión de entrada es igual a la de salida (atmosférica) y se supone que los puntos de entrada y salida están a igual altura, la ecuación se reduce a:

$$V_e^2 = (1 + \sum k) V_s^2 \quad (2.12)$$

Además las pérdidas de energía se pueden calcular como:

$$\Delta E = \left( \sum k_o \right) \frac{\rho A_o V_o^3}{2} \quad (2.13)$$

Donde  $A_o$  es el área de la sección de pruebas y  $k_o$  son los coeficientes de pérdida de las secciones en que dividimos el túnel anteriormente. [38]

#### 2.3.4.1 Secciones cilíndricas

La caída en un ducto de longitud  $L$  es:

$$\frac{\Delta p}{L} = \frac{\lambda}{D} \frac{\rho}{2} V^2 \quad (2.14)$$

Donde

$$k = \frac{\Delta p}{q} = \frac{L\lambda}{D} \quad (2.15)$$

Entonces

$$k_o = \lambda \frac{L}{D} \left( \frac{D_o}{D} \right)^4 \quad (2.16)$$

Para tubos lisos y números de Reynolds bajos

$$\frac{1}{\lambda} = 2 \log_{10} \text{Re} \sqrt{\lambda} - 0.8 \quad (2.17)$$

Donde D es el diámetro local (ft), V la velocidad local (ft/s) y Re es el número de Reynolds, con la viscosidad del aire en las condiciones dadas. [38]

#### 2.3.4.2 Secciones divergentes

Las pérdidas ocurren por fricción contra las paredes y por expansión, la combinación de las dos, está dada por:

$$k_e = \left[ \frac{\lambda}{8 \tan \frac{\alpha}{2}} + 0.6 \tan \frac{\alpha}{2} \left( 1 - \frac{D_1^*}{D_2^*} \right) \right] \left( \frac{D_2}{D_1} \right)^4 \quad (2.18)$$

Donde  $\alpha$  es la divergencia entre los muros opuestos, D1 es el diámetro pequeño y D2 es el diámetro mayor. Una expansión menor, genera pérdidas pequeñas, lo que se aprecia diferenciando la ecuación:

$$\tan \frac{\alpha}{2} = \sqrt{\frac{\lambda}{4.8}} \quad (2.19)$$

La eficiencia máxima se obtiene cuando el ángulo de divergencia es de cinco grados, pero usualmente los problemas de espacio, hacen que el ángulo que se utilice sea ligeramente mayor. [38]

### 2.3.4.3 Las esquinas

Para esquinas de la forma indicada en la figura 3, la relación que se utiliza es empírica, basada en una caída de presión de 0.15 para un Reynolds de  $5 \times 10^5$ :

$$k_0 = 0.10 + \frac{4.55}{(\log_{10} Re)^{5.8}} \left( \frac{D_0}{D} \right)^4 \quad (2.20)$$

### 2.3.4.4 Cono de contracción

Las pérdidas en la contracción son

$$\frac{\Delta p}{L} = \frac{\lambda}{D} \frac{\rho}{2} v^2 \quad (2.21)$$

Exclusivamente debidas a la fricción, la caída en la presión esta dada por :

$$\Delta p_f = \int_0^{L_c} \lambda \frac{\rho}{2} v^2 \frac{dL}{D} \quad (2.22)$$

Donde  $L_c$  es la longitud del cono de contracción, entonces:

$$k_0 = k \left( \frac{D_0}{D} \right)^4 = \int_0^{L_c} \lambda \frac{dL}{D} \left( \frac{D_0}{D} \right)^4 \frac{D_0}{D}$$

$$k_0 = \bar{\lambda} \frac{L_c}{D_0} \int_0^{L_c} \left( \frac{D_0}{D} \right)^5 \frac{dL}{L} = 0.32 \bar{\lambda} \frac{L_c}{D_0} \quad (2.23)$$

Asumiendo un valor medio para lambda. Como la contracción total es usualmente menor al 3%, los errores en este cálculo no son muy relevantes. [38]

### 2.3.4.5 Pantallas

Para las pantallas el coeficiente de pérdidas está dado por:

$$\begin{aligned}k &= k_0 + \frac{55.2}{Re d} \\k_0 &= \left( \frac{1 - 0.95\beta}{0.95\beta} \right)^2 \\ \beta &= \frac{area\_abierta}{area\_total} = \left( 1 - \frac{D}{M} \right)^2\end{aligned}\tag{2.24}$$

Donde

$D$  = diámetro del alambre

$M$  = longitud de la malla

$Rd$  = Reynolds basado en el diámetro del alambre  $d$ .

Al sumar todos estos coeficientes de pérdidas, se obtiene la fracción de energía, que está dada por:

$$ER_v = \frac{1}{\sum k_0}\tag{2.25}$$

Éste valor es una medida de la eficiencia del túnel de viento; usualmente es mayor que la unidad, indicando la cantidad de energía almacenada en la corriente de aire es capaz de realizar trabajo a una alta tasa antes de llegar al reposo. [38]

## 2.4 Túneles de viento subsónicos

El Flujo subsónico, tiene como condición:  $Ma > 0.3$  en alguna parte del flujo pero no excede 1 en ninguna parte. No hay ondas de choque en el flujo. Los flujos compresibles subsónicos son cualitativamente similares a los incompresibles (Figura 2.2).

El número de Mach verifica  $M < 1$  en todo el campo fluido. En un flujo subsónico, la velocidad de la corriente es inferior a la velocidad de propagación de las perturbaciones (velocidad del sonido):

- El fluido puede “transmitir información aguas arriba”
- En el caso de un flujo alrededor de un perfil, el fluido aguas arriba “conoce la existencia” del perfil, de modo que se adapta progresivamente a su geometría.

Los túneles de viento de poca velocidad se utilizan para las operaciones en muy bajo número de mach, con velocidades en la sección de la prueba hasta 400 kilómetro por hora ( $\sim 100$  m/s,  $M = 0.3$ ). El aire se mueve con un sistema de la propulsión hecho de un ventilador axial grande que aumente la presión dinámica de superar viscoso pérdidas.



**Figura 2.2** Túnel de viento subsónico

Algunas aplicaciones del túnel de viento subsónico tenemos la medición de la velocidad mediante tubo pitot – estático, la medición de arrastre de diversas superficies y la medición de la presión en distintas superficies. [39]

En los túneles subsónicos, la compresibilidad del aire es despreciable. La atracción de los túneles de viento radica en que no es necesario someter a experimentación el prototipo sino a un modelo que guarde semejanza aerodinámica. Para conocer las fuerzas que se aplican al caso real, en un túnel subsónico, esta semejanza requiere que el número de Reynolds sea igual para el prototipo y el modelo, además debe existir una similitud geométrica, lo que hace que ambos tengan la misma escala de longitudes, tiempos y fuerzas. El tamaño del modelo define en muchos casos el tamaño de la sección; en teoría sería ideal que la sección tuviera el mayor ancho posible, sin embargo, por razones económicas, es aceptable que la envergadura del modelo sea como máximo cuatro quintas partes del ancho de la sección, de manera que el efecto de las paredes no se vea reflejado en las mediciones. [38]

## **2.5 Diferencias de túneles de viento subsónico y supersónico**

La ampliación de la parte de la boquilla de la sección de prueba supersónica tiene una forma única para cada valor del número de Mach supersónico. La relación de la sección del área de prueba para el área de la garganta es de 1,69 para el Mach 2 y 536 para Mach 10. Así, para abarcar una gama de diferentes números de Mach, la forma de la boquilla en un túnel de viento supersónico debe ser variable. Esto puede ser logrado por los bloques de boquilla intercambiables, paredes flexibles, o alguna variante del mismo. La forma de la boquilla es la primera de las tres distinciones importantes entre los túneles de viento subsónicos y supersónicos.

La segunda diferencia importante entre los túneles subsónicos y supersónicos es la magnitud de las pérdidas de energía en el circuito de aire. En los túneles subsónicos sólo se necesita aumentar la presión de aire en un 10% o más para compensar las pérdidas de energía inducida por las paredes del túnel, modelos, equipos, paletas, y así sucesivamente. En un túnel de Mach 2, sin embargo, la presión del ventilador debe ser aumentado en aproximadamente un 100%. Así, el abanico sencillo se convierte en un compresor que consiste en varias etapas. El Mach 5 túnel requiere una relación de presión de unos 20, que requiere de varias etapas de varios compresores en serie.

Obviamente, una cantidad mucho mayor de la energía es consumida por estos compresores más grandes que el de los ventiladores simples en los túneles subsónicos, lo que sugiere que las pérdidas de flujo en el circuito del túnel supersónico son mucho más altas por alguna razón asociada con la aerodinámica supersónica. La razón es que la energía produce tremendas pérdidas en las ondas de choque inmediatamente aguas abajo de la sección de prueba, donde el aire disminuye la velocidad de la corriente principal supersónica a velocidades subsónicas. Estas pérdidas de energía de ondas de choque son inherentes a todo el flujo supersónico. En el túnel de viento supersónico, los ventiladores eléctricos o compresores deben suministrar energía extra.

La tercera y final diferencia entre los túneles supersónicos y los túneles subsónicos implica el aire del túnel en sí. No sólo debe estar limpio, es decir, libres de aceite, vapor, polvo y partículas extrañas, sino que también debe de evitarse la adición de condensación del vapor de agua. A medida que el aire del túnel se expande en la boquilla y el calor latente se convierte en energía cinética, la temperatura del aire baja. La condensación de la humedad contenida es muy probable, pero la condensación se puede evitar mediante el secado al aire para puntos de rocío muy bajos (por ejemplo,  $-100^{\circ}\text{F}$ ). [40]

El flujo supersónico se comporta muy diferentemente de flujo subsónico. Los líquidos reaccionan a las diferencias en la presión; los cambios de la presión son cómo un líquido “se dice” para responder a su ambiente. Por lo tanto, desde entonces sonido está de hecho una diferencia infinitesimal de la presión que propaga a través de un líquido, velocidad del sonido en ese líquido puede ser considerado la velocidad más rápida que la “información” puede viajar en el flujo. Esta diferencia se manifiesta lo más obviamente posible en el caso de un líquido que pulsa un objeto. Delante de ese objeto, el líquido acumula a presión del estancamiento como el impacto con el objeto trae el líquido móvil para reclinarse. Al viajar el fluido a la velocidad subsónica, este disturbio de la presión puede propagar contra la corriente, cambiando el patrón del flujo delante del objeto y dar la impresión que el líquido “sabe” el objeto está allí y lo está evitando. Sin embargo, en un flujo supersónico, el disturbio de la presión no puede propagar contra la corriente. Así, cuando el líquido finalmente pulsa el objeto, se fuerza para cambiar sus características temperatura, densidad, presión, y Número de Mach, en un extremadamente violento y

irreversible a llamada manera onda expansiva. La presencia de las ondas expansivas, junto con los efectos de la compresibilidad de de alta velocidad los líquidos, son la diferencia central entre los problemas supersónicos y subsónicos de la aerodinámica. [41]

## 2.6 Fuerzas de arrastre

Para vencer la inercia del avión parado, acelerarlo en la carrera de despegue o en vuelo, mantener una tasa de ascenso adecuada, vencer la resistencia al avance, etc... se necesita una fuerza: el empuje.

Esta fuerza se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano. La reacción, de igual intensidad pero de sentido opuesto (3ª ley del movimiento de Newton), mueve el avión hacia adelante. En aviones de hélice, la fuerza de propulsión la genera la rotación de la hélice, movida por el motor (convencional o turbina); en reactores, la propulsión se logra por la expulsión violenta de los gases quemados por la turbina.

Esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal del avión.

Es obvio que el factor principal que influye en esta fuerza es la potencia del motor, pero hay otros elementos que también influyen como pueden ser la forma y tamaño de la hélice, octanaje del combustible, densidad del aire, etc. Se habla de potencia en C.V. en motores convencionales, y de kilos o libras de empuje en reactores.

Puesto que potencia es equivalente a energía por unidad de tiempo, a mayor potencia mayor capacidad de aceleración.

La potencia es el factor más importante a la hora de determinar la tasa de ascenso de un avión. De hecho la tasa máxima de ascenso de un avión no está relacionada con la sustentación sino con la potencia disponible descontada la necesaria para mantener un vuelo nivelado. [42]

La fuerza de arrastre que experimenta un cuerpo al moverse a través de un fluido en general se divide en dos componentes llamados arrastre viscoso y arrastre de presión. El

arrastre viscoso se asocia con los esfuerzos viscosos que se desarrollan dentro de las capas límite y se escala con el número de Reynolds. El arrastre de presión viene de los remolinos que se establecen en la estela aguas abajo del cuerpo y por lo común es menos sensible al número de Reynolds que el arrastre viscoso. Formalmente, ambos tipos de arrastre se deben a la viscosidad (si el cuerpo se moviera en un flujo no viscoso, no habría arrastre), pero la distinción es útil porque los dos tipos de arrastre se deben a distintos fenómenos de flujo. El esfuerzo viscoso es importante para los flujos adheridos (o sea que no hay separación) y se relaciona con el área superficial expuesta al flujo. El arrastre de presión es importante en los flujos separados y se relaciona con el área de la sección transversal y la forma del cuerpo.

La función del arrastre viscoso (a veces llamado arrastre de fricción) y del arrastre de presión (en ocasiones denominado arrastre de la forma) se pueden ilustrar considerando un cuerpo aerodinámico a diferentes ángulos de ataque. Para ángulos de ataque pequeños, las capas límite en las superficies de las partes superior e inferior sólo experimentarían gradientes pequeños de presión y permanecen adheridos a lo largo de la cuerda. La estela es muy pequeña y el arrastre está dominado por los esfuerzos viscosos dentro de las capas límite. A un número de Reynolds dado, el arrastre será mayor para el flujo turbulento que para el laminar. Sin embargo, conforme aumenta el ángulo de ataque, el arrastre de presión se vuelve más importante. Con el incremento del ángulo de ataque, los gradientes de presión en el cuerpo aerodinámico aumentan en magnitud. En particular, la presión aumenta en la parte posterior de la superficie superior, de manera que el gradiente de presión en esa región es positivo. Este gradiente de presión adverso se puede volver lo suficientemente fuerte para producir la separación del flujo. La separación aumentará el tamaño de la estela e incrementará la magnitud de las pérdidas de presión en la estela debido a la formación de remolinos. Por lo tanto, el arrastre de presión aumenta. A un ángulo de ataque mayor, una fracción grande del flujo sobre la superficie superior del cuerpo aerodinámico se separa y se dice que el cuerpo aerodinámico entra en pérdida. En esta etapa el arrastre de presión es mucho mayor que el arrastre viscoso.

Cuando las pérdidas de presión son pequeñas y el arrastre total se debe principalmente al arrastre viscoso, se dice que el cuerpo es aerodinámico. Cuando el

arrastré viscoso es pequeño y el arrastre total está dominado por el arrastre viscoso o por el arrastre de presión depende por completo de la forma del cuerpo. Un ala con ángulo de ataque pequeño se comporta como cuerpo aerodinámico. [43]

Con un número de Reynolds entre  $10^5$  y  $10^6$ , el coeficiente de arrastre tiene una caída brusca. Esta caída indica que las pérdidas de presión en la estela se hacen pequeñas en forma repentina y en los experimentos se observa que las estelas tienen menor tamaño y que la separación de la capa límite sobre el cilindro o esfera a lo largo de la superficie sucede más adelante que antes.

La disminución repentina del arrastre está relacionada con las diferencias entre las capas límite laminar y turbulenta. En particular, cerca de la parte superior el gradiente de presión cambia de negativo (presión decreciente, un gradiente de presión favorable) a positivo (incremento negativo de presión, un gradiente de presión adverso). La fuerza debida a las diferencias de presión cambia de signo: de fuerza aceleradora pasa a ser una fuerza retardadora. En respuesta, el flujo se frena. Sin embargo, el fluido en la capa límite pierde algo de cantidad de movimiento debido a la disipación viscosa de la energía y no tiene suficiente cantidad de movimiento para vencer la fuerza retardadora. Algo del fluido cerca de la pared, donde la cantidad de movimiento es pequeña, revierte su dirección y el flujo se separa.

Una capa límite turbulenta tiene más cantidad de movimiento cerca de la pared que una capa límite laminar, porque la turbulencia es un proceso de mezclado efectivo para recuperar la cantidad de movimiento cercana a la pared. Cuando una capa límite turbulenta entra en una región con gradiente de presión adverso, puede persistir una distancia mayor sin separarse porque su cantidad de movimiento cerca de la pared es mayor y la cantidad de movimiento se recupera en forma continua y con rapidez por el mezclado turbulento. [43]

### **2.6.1 Efecto de dar forma aerodinámica.**

Para números de Reynolds mayores que  $10^3$ , el arrastre de un cilindro se debe de modo predominante a la variación de la presión alrededor del cilindro. La diferencia de presión entre los lados corriente arriba y corriente abajo del cilindro es la principal causa del arrastre, y esta diferencia se debe en gran parte a la separación y, por consiguiente, si

ésta se puede eliminar, el arrastre se reducirá. Esto es lo que lleva a dar forma aerodinámica a un cuerpo, puesto que reduce la curvatura extrema en el lado corriente abajo del cuerpo, y este proceso reduce o elimina la separación. Por lo tanto, el coeficiente de arrastre se reduce enormemente.

Cuando a un cuerpo se le confiere forma aerodinámica el alargado y reducir su curvatura, se reduce el arrastre por presión, pero aumenta el arrastre viscoso debido a que existe una mayor cantidad de superficie sobre el cuerpo aerodinámico que en uno al que no se le haya dado esta forma. En consecuencia, cuando se proporciona forma aerodinámica a un cuerpo para producir un arrastre mínimo, existe una condición óptima que hay que buscar y ésta será que la suma del arrastre por superficie y el arrastre por presión sea mínima.

En este análisis de perfiles aerodinámicos, es interesante observar que al conferir forma aerodinámica para obtener un mínimo arrastre a números de Reynolds altos probablemente no produzca arrastre mínimo con números de Reynolds muy bajos. Para números de Reynolds menores a la unidad, la mayor parte del arrastre de un cilindro se debe al esfuerzo cortante viscoso sobre la pared del cilindro. Por lo tanto, si al cilindro se le confiere forma aerodinámica, el esfuerzo cortante viscoso sólo se amplifica y el coeficiente de arrastre puede aumentar en realidad para este valor de Reynolds donde la resistencia viscosa es predominante.

Otra ventaja de proporcionar forma aerodinámica a los cuerpos a elevados valores de números de Reynolds, es que se elimina la formación periódica de vórtices. [3]

### **2.6.2 Coeficiente de Arrastre de perfiles**

La variación del coeficiente de arrastre de un perfil con el ángulo de ataque y el número de Reynolds también puede explicarse a través de los conceptos de la capa límite y de la separación de ésta, tal y como se hizo para el coeficiente de sustentación.

En general, el arrastre sobre un cuerpo es posible considerarlo como suma de dos, el Arrastre de Fricción que es debido a los esfuerzos cortantes y el Arrastre de Forma que es debido a la aportación de la presión.

A ángulos de ataque bajos, cuando la capa límite no se ha desprendido la distribución de presiones sobre el perfil es la que predice el modelo de flujo sin viscosidad, y esta distribución de presiones afecta poco en el arrastre. Por lo tanto el arrastre de forma será despreciable y el más importante es el de fricción. Por el contrario cuando el ángulo de ataque es elevado y se produce la separación de la capa límite, la distribución de presión sobre el perfil se modifica respecto la del modelo sin viscosidad. Adicionalmente una parte de la superficie del perfil permanece a una presión casi constante y baja correspondiente a la estela. Esto hace que el arrastre de forma aumente considerablemente superando incluso al de fricción. [44]

La fuerza de arrastre, la que produce un fluido a un objeto en su seno, es una combinación de la fuerza de inercia y de la de rozamiento. Para número de Reynolds bajos, domina la de rozamiento y para altos, la de inercia.

La fuerza de arrastre podemos escribirla como:

$$F_a = \rho v^2 D^2 f(\text{Re}) \quad (2.26)$$

En donde  $f(\text{Re})$  es una función del número de Reynolds.

Para objetos grandes, la fuerza inercial es la dominante y definimos el coeficiente de arrastre como:

$$C_D = F_a / (\frac{1}{2} \rho v^2 A) \quad (2.27)$$

Siendo  $A$ , el área del objeto. [45]

## 2.7 Fuerzas de empuje

La fuerza de empuje permite al avión moverse a través de la masa de aire y es opuesta a la fuerza de resistencia. Para que el avión pueda mantenerse en vuelo la fuerza de empuje debe igualar a la fuerza de resistencia que se opone a su movimiento.

Para vencer la inercia del avión parado, acelerarlo en la carrera de despegue o en vuelo, mantener una tasa de ascenso adecuada, vencer la resistencia al avance, etc... se necesita una fuerza: el empuje o tracción.

Esta fuerza se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano. La reacción, de igual intensidad pero de sentido opuesto (3ª ley del movimiento de Newton), mueve el avión hacia adelante. En aviones de hélice, la fuerza de propulsión la genera la rotación de la hélice, movida por el motor (convencional o turbina); en reactores, la propulsión se logra por la expulsión violenta de los gases quemados por la turbina.

Esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal del avión (Figura 2.3).



**Figura 2.3** Dirección y sentido del empuje

Es obvio que el factor principal que influye en esta fuerza es la potencia del motor, pero hay otros elementos que también influyen como pueden ser la forma y tamaño de la hélice, octanaje del combustible, densidad del aire, etc. Se habla de potencia en C.V. en motores convencionales, y de kilos o libras de empuje en reactores.

Puesto que potencia es equivalente a energía por unidad de tiempo, a mayor potencia mayor capacidad de aceleración.

La potencia es el factor más importante a la hora de determinar la tasa de ascenso de un avión. De hecho la tasa máxima de ascenso de un avión no está relacionada con la

sustentación sino con la potencia disponible descontada la necesaria para mantener un vuelo nivelado. [2]

### 2.7.1 Principio de Arquímedes

El principio de Arquímedes establece que todo cuerpo total o parcialmente sumergido en un fluido experimenta una fuerza ascendente o empuje igual al peso de fluido desplazado:

Empuje = Peso de fluido desplazado

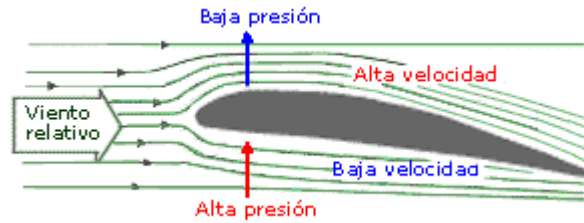
$$E = \rho V_d g \quad (2.28)$$

Donde  $V_d$  es el volumen de fluido desplazado,  $\rho$  es su densidad y  $g$  es la aceleración de la gravedad. [46]

## 2.8 Perfiles Aerodinámicos

Un perfil aerodinámico, es un cuerpo que tiene un diseño determinado para aprovechar al máximo las fuerzas que se originan por la variación de velocidad y presión cuando este perfil se sitúa en una corriente de aire. Un ala es un ejemplo de diseño avanzado de perfil aerodinámico.

Cuando un aparato dotado de perfiles aerodinámicos (alas) se mueve en el aire (dotado de presión atmosférica y velocidad), a una cierta velocidad y con determinada colocación hacia arriba (ángulo de ataque), el ala produce un flujo de aire en proporción a su ángulo de ataque (a mayor ángulo de ataque mayor es el estrechamiento en la parte superior del ala) y a la velocidad con que el ala se mueve respecto a la masa de aire que la rodea; de este flujo de aire, el que discurre por la parte superior del perfil tendrá una velocidad mayor (efecto Venturi) que el que discurre por la parte inferior. Esa mayor velocidad implica menor presión (teorema de Bernoulli) (Figura 2.4).



**Figura 2.4** Perfil aerodinámico. Presión vs Velocidad

Se tiene que la superficie superior del ala soporta menos presión que la superficie inferior. Esta diferencia de presiones produce una fuerza aerodinámica que empuja al ala de la zona de mayor presión (abajo) a la zona de menor presión (arriba), conforme a la Tercera Ley del Movimiento de Newton.

Pero además, la corriente de aire que fluye a mayor velocidad por encima del ala, al confluir con la que fluye por debajo defleca a esta última hacia abajo, produciéndose una fuerza de reacción adicional hacia arriba. La suma de estas dos fuerzas es lo que se conoce por fuerza de sustentación, que es la que mantiene al avión en el aire. [42]

**Perfiles asimétricos:** son un tipo de perfil donde la parte superior del ala (extradós). Es diferente a la parte inferior de esta (intradós).

**Perfiles simétricos:** son un tipo de perfil donde la parte superior del ala, es igual a la parte inferior del ala. Se utilizan mucho en la aviación acrobática.

**Perdida:** cuando la aeronave deja de generar sustentación a través del ala.

**Ángulo de ataque:** ángulo comprendido entre el viento relativo y el perfil del ala se distingue con la letra alfa, y este depende de la actitud del avión, a mayor ángulo de ataque, mayor sustentación.

**Viento relativo:** son las líneas de flujo que corren paralelas al perfil en dirección contraria al movimiento de las partículas de aire alrededor de un perfil en la trayectoria opuesta de la aeronave.

**Línea de cuerda:** línea imaginaria recta que une el borde de ataque con el borde de salida de un perfil.

**Cuerda:** línea de medida que da la longitud de la línea de cuerda, todos los perfiles alares se miden en termino de cuerda.

**Espesor máximo:** donde se ensancha más el extradós. Máxima distancia entre el estrados y el intradós y es sobre este punto donde las partículas de aire viajan a mayor velocidad sobre el estrados (se genera la mayor sustentación).

**Extradós:** parte superior del plano, por donde las partículas viajan a mayor velocidad, pero la presión es menor.

**Intradós:** parte inferior del plano, donde las partículas viajan a menor velocidad y existe una mayor presión.

**Borde de salida:** borde posterior del perfil alar de una sección aerodinámica parte más delgada pues allí se reduce la curvatura del extradós.

**Envergadura:** distancia que hay entre punta y punta de un plano.

**Superficie alar:** superficie que ocupan las alas en pies cuadrados, incluyendo el cubrimiento del fuselaje.

**Ángulos de ataque bajos:** Entre 0 y 15 grados, las líneas de flujo son uniformes con referencia al viento relativo. La velocidad es alta.

**Ángulos de ataque entre 6 y 12 grados (medios):** Los encontramos en ascensos suaves. La parte turbulenta comienza a desplazarse hacia el interior de los planos, todavía existe la sustentación, pero bajas velocidades

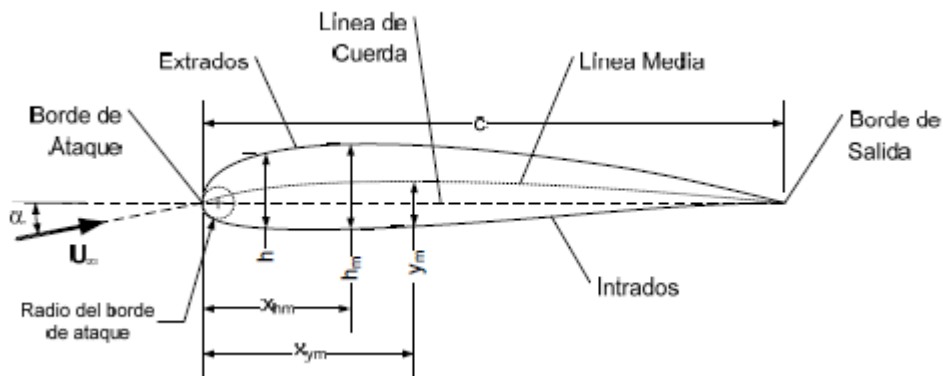
**Ángulos de ataque grandes entre 14 y 17 grados:** Se genera la mayor sustentación de una aeronave tiene un ángulo de ascenso pronunciado, la zona de turbulencia se acerca al borde de ataque, la mayor velocidad se encuentra en el borde de ataque, las líneas de flujo son turbulentas.

**Líneas de flujo:** Representan la trayectoria de las partículas de un fluido. Cuando se aumenta la velocidad de las líneas de flujo y se entremezclan se vuelven turbulentas.

**Flujo uniforme:** Es un flujo en movimiento. Las líneas tienen conformidad en su movimiento, aquí las partículas se suceden las unas a las otras. A bajas velocidades las líneas de flujo son constantes (rectilíneas), no se cruzan o entre mezclan. [47]

El análisis de los Perfiles de Ala (Airfoils) es uno de los problemas básicos de Aerodinámica y es el punto de partida de cualquier diseño de las alas de un avión o de componentes de otro tipo de vehículos ya sean volantes o circulen rodando por el terreno.

Los perfiles de ala están concebidos para tener una gran sustentación con una pequeña resistencia, sus formas convencionales se asemejan bastante a las alas de las aves, siendo relativamente delgadas ( $hm/c \leq 0.18$  siendo  $hm$  el espesor máximo y  $c$  la cuerda del perfil definidos más adelante en el texto), con el Borde de Ataque (Leading Edge) redondeado y el de Salida (Trailing Edge) agudo. En la figura 2.5 se mencionan las características geométricas de un perfil aerodinámico.



**Figura 2.5** Características geométricas de un perfil aerodinámico

La Línea de Cuerda (Chord Line) es la línea recta que conecta los bordes de ataque y de salida. El Radio de Redondeo del borde de ataque normalmente es del orden del 1% de la longitud de la cuerda (Chord  $c$ ). El Ángulo de Ataque (Angle of Attack)  $\alpha$  es el ángulo entre la Línea de Cuerda y la dirección de la corriente de aproximación.

La Línea Media de Curvatura (Mean Camber Line) es el lugar geométrico de los puntos que se encuentran a medio camino, medido perpendicularmente a la Línea de Cuerda, entre la superficie superior (Extrados) y la inferior (Intrados). La forma de esta línea media es muy importante en las características aerodinámicas del perfil.

Cuando el perfil es simétrico, esta línea es recta y coincide con la Línea de Cuerda. Los perfiles simétricos tienen la particularidad de no poseer sustentación para un Ángulo de Ataque nulo, por el contrario los perfiles que no son simétricos sí poseen sustentación cuando  $\alpha$  es cero.

El diseño de perfiles de ala está ligado naturalmente al desarrollo de la aviación. El análisis experimental en túnel de viento de perfiles comenzó durante la Primera Guerra Mundial en Alemania (Göttingen) y estos diseños fueron el punto de partida de otros que se ensayaron durante la Segunda Guerra Mundial. Durante este período muchos países analizaron familias de perfiles, de entre estos estudios cabe destacar el realizado en Estados Unidos por la National Advisory Committee for Aeronautic (NACA), actualmente NASA. Estos resultados experimentales se realizaron a altos números de Reynolds y se sistematizaron para analizar de forma diferenciada los efectos de la curvatura del perfil y de la distribución de espesores. Fruto de ellos aparecieron las designaciones NACA de los perfiles, de las que cabe mencionar las más antiguas NACA de cuatro dígitos, de cinco dígitos y la más moderna Serie NACA 6. En un perfil NACA de cuatro dígitos, el primero indica el valor máximo de la Línea Media, el segundo la distancia desde el Borde de Ataque en el que se encuentra el valor máximo de la Línea Media, ambos medidos en porcentajes y en décimos de la cuerda respectivamente. Los últimos dos dígitos indican el máximo espesor medido en porcentajes de la cuerda. [44]

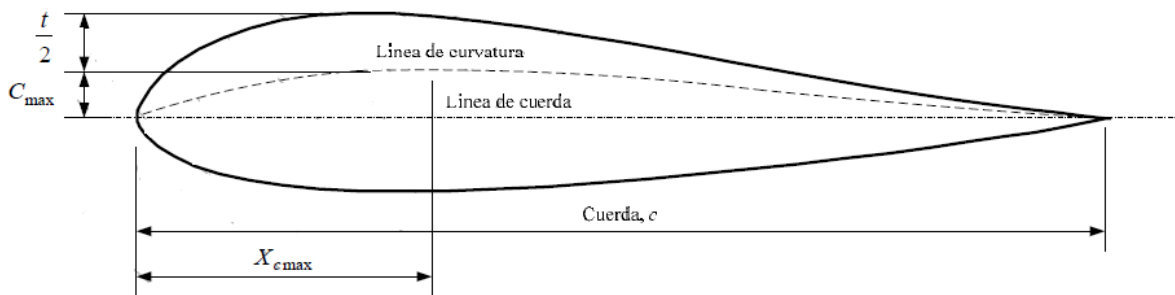
### **2.8.1 Clasificación de los perfiles alares**

La mayor parte del desarrollo de perfiles en los Estados Unidos ha sido realizado a partir de 1929 por el Comité Nacional de Aeronáutica (NACA National Advisory Committee of Aeronautics), que fue precursor de la Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA) y vienen definidos por un conjunto de números que definen su geometría.

Las primeras series estudiadas fueron las llamadas “de cuatro dígitos”. El primero de los dígitos daba la curvatura en porcentaje de la cuerda; el segundo daba la posición de la curvatura máxima en décimas de la cuerda y los dos últimos dígitos el espesor máximo en porcentaje de la cuerda. El desarrollo posterior llevó a las series de cinco dígitos, “series 1”, y, con la llegada de altas velocidades, los denominados de flujo laminar. Estos corresponden a las “series 6 y 7” y resultan del desplazamiento hacia atrás del punto de espesor máximo y la reducción del radio de borde de ataque. De este diseño se obtiene dos resultados principales. En primer lugar se desplaza hacia atrás el punto de presión mínima, aumentando con ello la distancia desde el borde de ataque en la que existe flujo laminar y reduciendo la resistencia. En segundo lugar, aumenta el número crítico de mach, permitiendo incrementar la velocidad del avión sin la aparición de problemas de compresibilidad. En los perfiles de “serie 6”, el primer dígito indica la serie y el segundo la posición de presión mínima en décimas de la cuerda. El tercer dígito representa el coeficiente de sustentación en décimas y los dos últimos dígitos el espesor en porcentaje de la cuerda. [48]

## 2.8.2 Perfiles NACA

La serie de perfiles NACA fue desarrollada para proveer una familia estandarizada de geometrías de perfiles para desarrollo aeronáutico y análisis de ingeniería. Los perfiles son generados por polinomios que describen la forma de la línea de curvatura (camber line) y la distribución de espesor (thickness distribución). La línea de curvatura es definida como el punto medio entre la superficie de arriba y de abajo, y es determinado por polinomios que especifican su distancia desde el punto de cuerda. (Figura 2.6) [48]



**Figura 2.6** Terminología empleada en Perfiles

Las superficies del perfil son calculadas agregando una distribución de grosor a la línea de curvatura, con la distribución de espesor especificada por un polinomio adicional. El grosor es agregado en una dirección localmente normal a la línea de curvatura.

### 2.8.2.1 NACA Serie 4 (4 Dígitos)

Son basados en criterios de geometría, con los dígitos de la máxima curvatura,  $X_{cmax}$ , y el máximo grosor,  $t$ , respectivamente. Los cuatro dígitos definen:

- La primera cifra tiene un significado geométrico, e indica la máxima flecha de la línea media de la cuerda en porcentaje %, proporcionando la máxima curvatura  $C_{max}$ .
- La segunda cifra tiene un significado geométrico, e indica su posición, es decir, la distancia desde el borde de ataque hasta la posición de la máxima flecha de la línea media o máxima curvatura  $X_{cmax}$ .
- Las dos últimas cifras indican el espesor relativo máximo en % respecto a la cuerda.

El perfil se obtiene mediante dos parábolas tangentes en el punto de máxima línea media. (Figura 2.7).

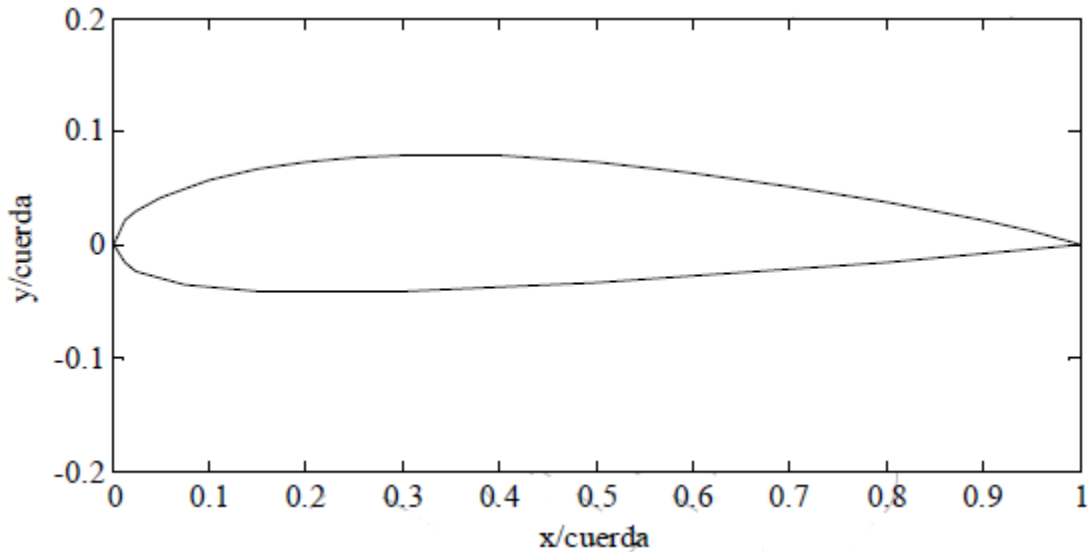


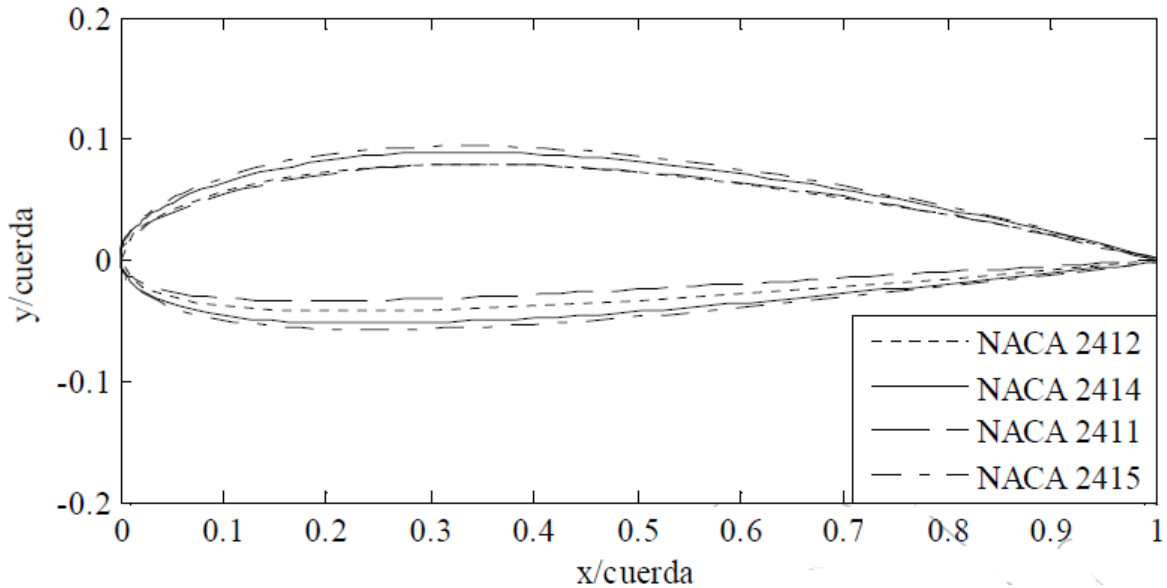
Figura 2.7 Contorno del perfil NACA 2412

Por ejemplo, un perfil NACA 2412 tiene la curvatura máxima del 2 % de la cuerda, situada en el punto del 40 % de la cuerda (medido desde el borde de ataque) y con un espesor máximo del 12 % de la cuerda.

- Los dos últimos dígitos definen el espesor del perfil  $t$ , como un porcentaje de  $c$ .
- El segundo dígito designa la posición de la máxima deflexión de la línea de curvatura  $X_{cmax}$  en término de décimas de  $c$ . Aquí la máxima curvatura es de 40% de  $c$ .
- El primer dígito designa la posición de la máxima deflexión de la línea de curvatura como porcentaje de  $c$ . Aquí la máxima deflexión de la curvatura es del 2% de  $c$ .

Un perfil NACA 0015, es un perfil simétrico, con un máximo espesor de la cuerda del 15%. Todos los perfiles de la serie de 4 dígitos tienen por defecto un valor máximo de la cuerda del 30%.

Los perfiles NACA 44XX tienen el intradós con parte convexa, por lo que son de construcción más compleja y al igual que los anteriores; el XX indica el máximo espesor del perfil. (Figura 2.8). [48]



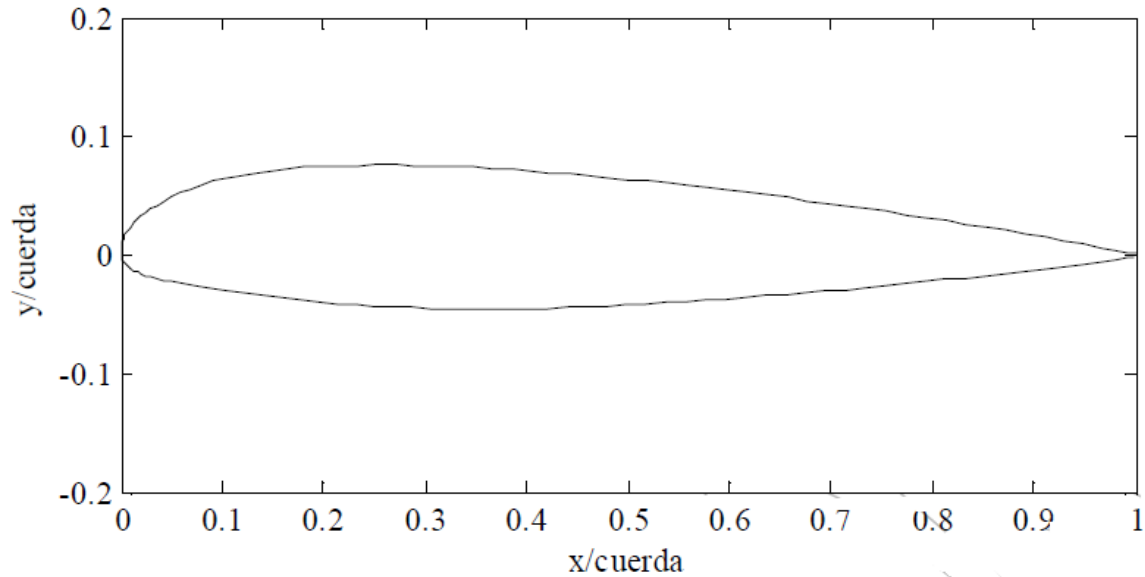
**Figura 2.8** Comparación de algunos perfiles NACA 241X

### 2.8.2.2 NACA Serie 5 (5 Dígitos)

La serie de perfiles NACA de 5 dígitos fueron derivados para proveer un desempeño aerodinámico específico.

- La primera cifra indica el valor del coeficiente de sustentación ideal de la curvatura del perfil, multiplicado por 20 y dividido por 3.
- Las dos cifras siguientes indican el doble de la posición de la flecha máxima de la línea media (curvatura) en % de la cuerda.
- Las dos últimas cifras indican el espesor relativo máximo de la cuerda en %, igual al del perfil NACA de 4 cifras.

El perfil se obtiene mediante una parábola cúbica conectada a una línea recta que llega hasta el borde de salida. Debido a que la serie NACA de 5 dígitos, son proveídos para un desempeño aerodinámico específico, aquí se empleara a manera de comentario solamente la serie NACA 2X0XX. El sistema de numeración de la serie es basado en un criterio menos geométrico y mas un criterio empírico. Los dígitos designan la forma de la línea de curvatura, y el máximo grosor, respectivamente. (Figura 2.9). [47]



**Figura 2.9** Contorno del perfil NACA 23012

-En el perfil 23012, los dos últimos dígitos definen el espesor del perfil  $t$ , como un porcentaje de  $c$ . Aquí el espesor es de 12% de  $c$ .

-Los dos primeros dígitos designan la forma de la curvatura.

Perfiles de la serie de cinco dígitos tienen por defecto un espesor máximo en el 30% de la cuerda.

Los dos primeros dígitos especifican la forma de la línea de curvatura, el calor de  $C_{max}$  y  $X_{max}$  son empíricamente determinados para proveer una condición deseada para la condición de crucero en aeronaves. La línea de curvatura es definida por dos polinomios, uno delante  $X_{cmax}$  y uno después de  $X_{cmax}$ , y esos polinomios requieren algunas constantes definidas empíricamente. Las constantes son solamente definidas para la serie de perfiles NACA 210XX, 220XX, 230XX, 240XX, y 250XX. Los últimos dos dígitos especifican el máximo grosor, con en el caso de la serie NACA de 4 dígitos, y la distribución de grosor es la misma que en la serie de 4 dígitos. El dígito central no posee significado en las series de 5 dígitos, y debe ser cero. [48]

### 2.8.2.3 Modificaciones a los perfiles NACA de 4 y 5 Dígitos

Se pueden añadir dos cifras más a la nomenclatura básica de 4 ó 5 cifras, cuyo significado es el siguiente:

- La primera indica el radio de curvatura de la distribución de espesores en el borde de ataque con una escala entre 0 y 8, tal que el nº 6 indica perfil no modificado.
- La segunda cifra indica la posición de máximo espesor en décimas de cuerda, no estando localizado en el 30%.

Existen otros tipos de perfiles como los de la serie NASA (antecesora de la NACA), Göttinger, Clark, etc, que incluyen en su nomenclatura no sólo características geométricas, sino también su comportamiento aerodinámico. [48]

### 2.8.2.4 NACA Serie 1

En los años 1930 se utilizó un nuevo enfoque para el diseño de los perfiles en el cual la forma del perfil se derivaba matemáticamente a partir de las características de sustentación deseadas.

Previamente, multitud de perfiles fueron creados, y sus características fueron medidas en túneles de viento.

Los perfiles de la 1-series se describen:

- El 1 describe la serie
- El segundo dígito describe la distancia en la que se encuentra la zona de mínima presión en 1/10 de % de cuerda.
- El tercer dígito (precedido de un guión) describe el coeficiente de sustentación en 1/10.
- Los últimos 2 dígitos describen el máximo espesor en 1/10 del % de la cuerda.

Ejemplo:

- Perfil NACA 16-123
- Zona de mínima presión en el 60% de la cuerda.  
-Cl = 0.1

-tmax del 23% de la cuerda. [24]

### 2.8.2.5 NACA Serie 6

Es una mejora sobre la 1-series con énfasis en maximizar el flujo laminar.

- El número "6" indica la serie.
- El segundo dígito describe la distancia en la que se encuentra la zona de mínima presión en 1/10 de % de cuerda.
- El tercer dígito (normalmente en forma de subíndice) describe que la resistencia se mantiene baja tantas décimas por debajo y por arriba del coeficiente de sustentación especificado (4º dígito).
- El cuarto dígito (precedido de un guión) describe el coeficiente de sustentación en 1/10.
- Los últimos 2 dígitos describen el máximo espesor en 1/10 del % de la cuerda.
- "a =" seguida de un décima describiendo la fracción de la cuerda sobre la que el flujo laminar se mantiene. Si no se da ningún valor se asume que por defecto  $a=1$ .

Ejemplo:

- NACA 612-345  $a = 0.5$
- Zona de mínima presión en el 10% de la cuerda.
- Mantiene baja resistencia 0.2 por encima y por debajo del coeficiente de sustentación.
- Máximo espesor en el 45% de la cuerda.
- Mantiene flujo laminar sobre el 50% de la cuerda. [24]

### 2.8.2.6 NACA Serie 7 y 8

Mejoras adicionales para maximizar el flujo laminar mediante la identificación de la zona de baja presión de tanto el extradós como el intradós:

- El número "7" indica la serie.
- El segundo dígito describe la distancia de presión mínima en el extradós en 1/10 del % de la cuerda.
- El tercer dígito describe la distancia de presión mínima en el intradós en 1/10 del % de la cuerda.
- Una letra refiriéndose a un perfil estándar de series NACA previas.

- El cuarto dígito describiendo el coeficiente de sustentación en 1/10.
- Los últimos 2 dígitos describen el máximo espesor en 1/10 del % de la cuerda.

Ejemplo:

- NACA 712A345
- Área de mínima presión al 10% de la cuerda en el extradós
- Área de mínima presión al 20% de la cuerda en el intradós
- Cl = 0.3
- Espesor máximo del 45% de la cuerda.
- La Serie 8 se diseñó para maximizar de forma independiente el flujo laminar en el extradós y el intradós. [24]

## 2.9 Modelos Aerodinámicos

Vehículo u otro objeto que tiene la forma adecuada para disminuir la resistencia del aire, entre los que podemos encontrar en un vehículo aeroespacial (Figura 2.10):

- Alas
- Fuselaje
- Flaps
- Estabilizadores
- Alerones
- Timón de profundidad
- Timón de dirección
- Slats
- Spoilers
- Turbinas
- Alas y fuselaje
- Alas, flaps y slats.
- Turbinas y fuselaje
- Aeronave [49]

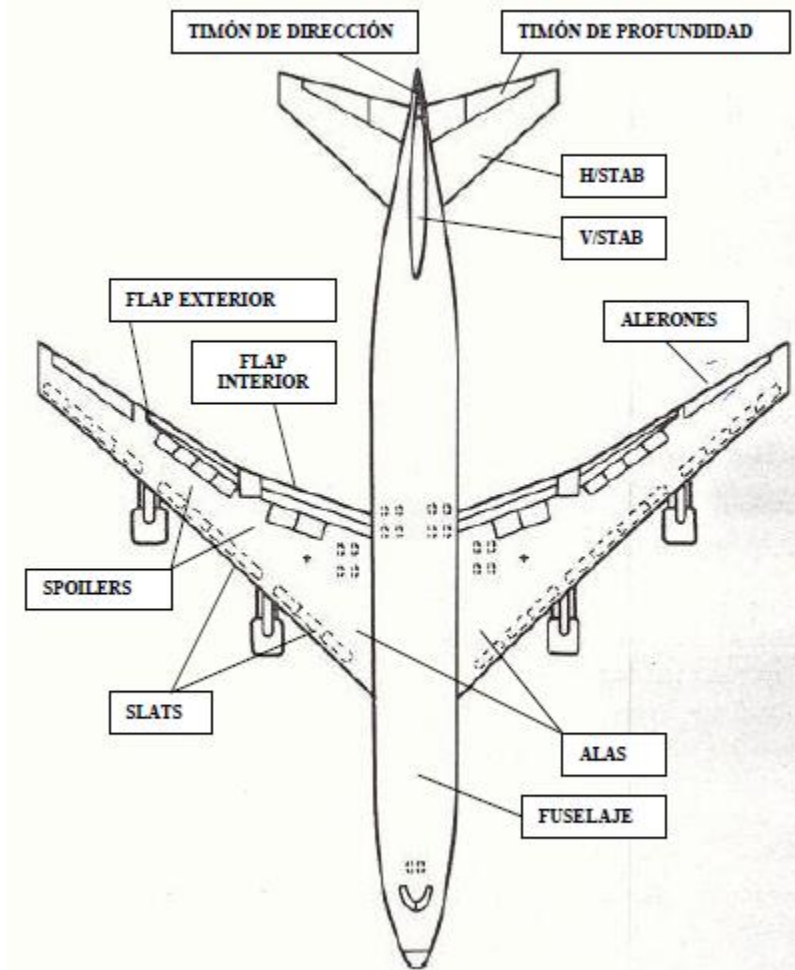


Figura 2.10 Partes de un avión

### 2.9.1 Alas

Representan el elemento fundamental del avión para conseguir sustentación. Básicamente un ala se divide en las siguientes partes:

1. **Cajón central.** Que a su vez puede estar constituido por costillas (RIB), que pueden ser mecanizadas, es decir hechas de un bloque de material, de chapa y de celosía, que son las que están sometidas a menos tensión. El larguero anterior (FRONT SPAR), es una pieza alargada que va situada a todo lo largo de la parte anterior del cajón (es una pieza mecanizada). El larguero posterior (REAR SPAR) es una pieza alargada que va situada a todo lo largo de la parte posterior del cajón. El revestimiento (SKINNING), el superior o

extradós (upper skin) y el inferior o intradós (lower skin), que pueden ser mecanizados o de chapa.

2. **Borde de ataque.** Es la parte anterior del ala y es con la que el ala combate el aire. Está formada por un revestimiento y varias costillas. Dependiendo de lo larga que sea el ala tendremos varios trozos de borde de ataque (por lo general es desmontable).

3. **Borde de salida.** Es la parte fija de la estructura del ala que une aerodinámicamente el cajón central con los flaps. Va unido al cajón central mediante costillas. Pueden ser de dos tipos: fijos o desmontables, ya que a través de ellos se debe de poder acceder a las distintas instalaciones que pasan por dicha zona. [49]

### 2.9.2 Fuselaje

Es la parte principal o cuerpo del avión, la de mayor volumen y por lo tanto es la principal fuente de resistencia parásita. El fuselaje es la parte donde se aprovisiona la carga, donde van los controles, accesorios y demás equipos. En un avión monomotor, el motor y sus mandos de vuelo se encuentran en la proa o morro, mientras que en un avión bimotor o con más de un motor, éstos pueden fijarse al fuselaje posterior.

La cabina de mandos está situada en la parte de proa del fuselaje y es donde van los mandos de los motores, de comunicaciones, de instrumentos y mandos de vuelo (sencillos o dobles). Los mandos de vuelo dobles constan cada uno de ellos de una columna y volante para profundidad y alabeo, y pedales para el timón de dirección.

El fuselaje se construye normalmente en dos o más partes. El fuselaje aerodinámico tiene una distribución de presiones que genera un momento de cabeceo de morro alto. El fuselaje, por lo tanto, constituye una parte desestabilizadora tanto longitudinalmente como lateralmente. [49]

### 2.9.3 Flaps

Para obtener baja velocidad de aterrizaje es necesario que la superficie del ala sea relativamente grande y sirven para incrementar la curvatura del ala en las maniobras de despegue y aterrizaje aumentando la sustentación y la resistencia con la consiguiente pérdida de velocidad. Van instalados siempre en la parte central del ala y en el borde de salida. Lo común a todos los flaps es que mediante un movimiento relativo respecto al perfil del ala consiguen incrementar la curvatura, pero también hay otros tipos de flaps donde también se aumenta la superficie. Se clasifican en cinco grandes grupos (Figura 2.11 y 2.12): [49]

- F. sencillo.
- F. de intradós.
- F. Fowler.
- F. ranurados.
- F. zap.
- F. krueger.



Figura 2.11 Tipos de flaps

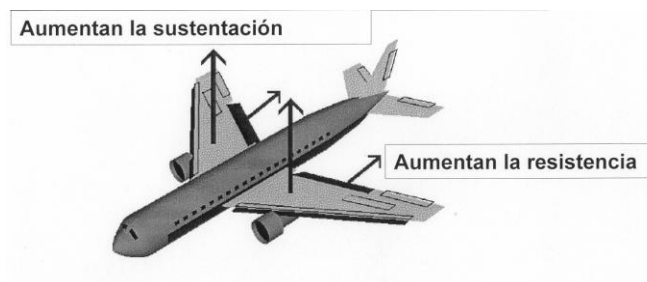


Figura 2.12 Control con los flaps y slats

## **2.9.4 Estabilizadores**

Su construcción es muy similar a la usada en las alas, mediante el uso de largueros, costillas, larguerillos y revestimientos.

Las cargas en los estabilizadores son soportadas y transmitidas de la misma manera que en un ala. Flexión, torsión y cortadura, creadas por las cargas aerodinámicas, pasan de un miembro estructural a otro. Cada miembro absorbe parte de la carga y transfiere el resto a los otros miembros. Al final, las cargas llegan a los largueros, que la transmiten a la estructura del fuselaje. [49]

### **2.9.4.1 Estabilizador horizontal (H/STAB)**

El estabilizador horizontal contribuye en gran medida a la estabilidad longitudinal del avión. Generalmente se trata de una superficie aerodinámica simétrica, ya que debe tener posibilidad de generar cargas verticales.

Algunos aviones van provistos de las colas en “T”. Son exactamente iguales que una cola convencional, excepto que el estabilizador está unido a la parte superior del vertical en lugar de estar unido a la parte lateral del fuselaje. Es un recurso para evitar el efecto del chorro de aire de la hélice y las sacudidas que el aire turbulento produce detrás de la onda de choque en la cola convencional. [49]

### **2.9.4.2 Estabilizador vertical (V/STAB)**

El estabilizador vertical contribuye en gran medida a la estabilidad direccional del avión. Generalmente se trata de una superficie aerodinámica simétrica, ya que debe tener posibilidad de generar cargas horizontales.

Al objeto de mejorar la estabilidad direccional sin tener que aumentar el tamaño del estabilizador vertical se suele añadir una aleta dorsal que no aumenta tanto la resistencia parásita como lo haría el hecho de agrandar el estabilizador. [49]

### 2.9.5 Alerones

Son las superficies principales de mandos del avión. Están situadas en los extremos de las alas, en las zonas del borde de salida y controlan el movimiento de alabeo alrededor del eje longitudinal. Se accionan girando el volante en la columna de mandos de la cabina. Se mueven el de cada lado en sentido opuesto al del otro lado. Su acción se basa en que al levantar el alerón de un lado ese ala tiende a bajar por disminuir la sustentación de la misma y en el otro sucede lo contrario, con lo cual, se inicia el movimiento de alabeo (Figura 2.13). [49]

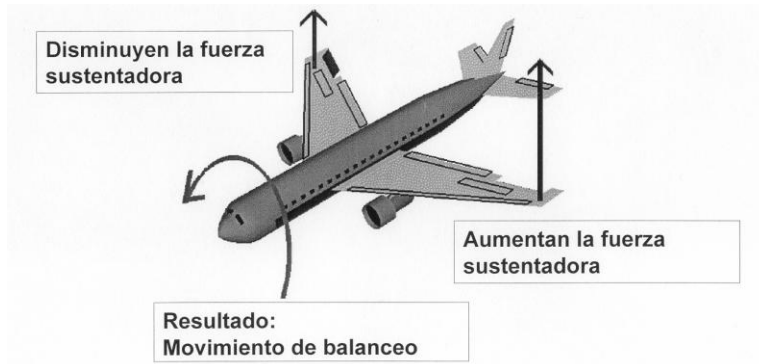


Figura 2.13 Control con los alerones.

### 2.9.6 Timón de profundidad

El timón de profundidad proporciona al control longitudinal o cabeceo alrededor del eje lateral o transversal. Van instalados en la parte posterior del estabilizador horizontal y están conectados a la columna de mando para su movimiento hacia arriba y abajo. Son usados para mantener el avión en vuelo nivelado a las diferentes velocidades. Cuando se mueve hacia atrás la columna de mando el timón se levanta, disminuye así la sustentación en la cola, con lo que ésta baja y el morro sube (Figura 2.14). [49]



Figura 2.14 Control con el timón de profundidad

### 2.9.7 Timón de dirección

El timón de dirección proporciona el control direccional del avión alrededor del eje vertical. El timón se acciona como respuesta a los movimientos del piloto sobre los pedales del timón de dirección en la cabina de mando. Si se empuja el pedal izquierdo, el timón de dirección gira a la izquierda y la fuerza producida por el estabilizador vertical origina que se desplace el morro del avión a la izquierda (Figura 2.15). [49]

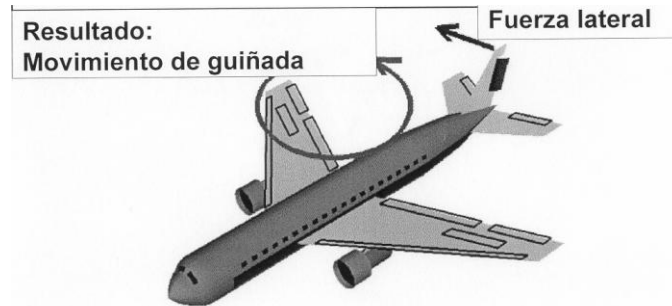


Figura 2.15 Control con el timón de dirección

### 2.9.8 Slats

Son otros dispositivos que sirven para aumentar la sustentación del ala. Son unos perfiles auxiliares móviles unidos al borde de ataque del ala y los cuales, cuando están cerrados coinciden con el contorno original del mismo. Su objetivo es mejorar las condiciones de la corriente de aire a grandes ángulos de ataque (Figura 2.16). [49]



Figura 2.16 Tipos de slats

### 2.9.9 Spoilers

También llamados aerofrenos, sirven para frenar el avión en las maniobras de despegue y aterrizaje, perturbando el flujo del aire a través del extradós, incrementando la resistencia y disminuyendo la sustentación, con la consiguiente pérdida de velocidad. Son placas fijadas a la superficie del extradós del ala. Generalmente son reflectados hacia arriba mediante actuadores hidráulicos. Se deflecan de manera simultánea en las dos alas para actuar como aerofrenos. El spoiler diferencial, suplementa a los alerones, permitiendo una disminución en el tamaño de los mismos, dejando más espacio para los flaps (Figura 2.17 y 2.18). [49]

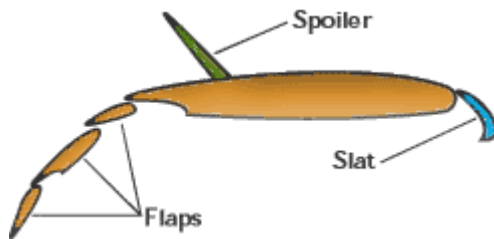


Figura 2.17 Spoiler, flaps y slat



Figura 2.18 Control con los spoilers

## Capítulo 3

### Análisis experimental en equipo aerodinámico subsónico

Para realizar en análisis experimental, se utilizarán los túneles de viento con los que se cuenta en el laboratorio de Aerodinámica de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Autónoma de Baja California, campus Mexicali.

Para el túnel de viento subsónico se tiene un modelo AF100 de TecQuipment. Por otro lado para el túnel de viento supersónico se cuenta con un modelo AF300 de Tecquipment. [50]

#### 3.1 Túnel de viento Subsónico AF100

El túnel de viento AF100 posee un circuito abierto práctico y compacto en el cual se estudian velocidades bajas (por debajo del Mach 1) para efectos aerodinámicos.

En estudios de aerodinámica, algunos ingenieros tienen acceso a toda la escala de túneles de viento o laboratorios basados en los efectos del aire. La mayoría se basan en lo que probablemente es la más común herramienta para el estudio de la aerodinámica, un laboratorio basado en un túnel de viento. Esta herramienta ayuda a hacer ahorros de dinero y tiempo. Éstos proveen resultados exactos, siempre y cuando se tengan en cuenta los efectos a escala, tales como los números de Reynolds.

El túnel de viento AF100 es de sección de trabajo cerrada, de tipo abierto en la succión. Está elaborado de un marco tubular de acero con ruedas, esto hace que el aparato sea móvil.

El aire entra al túnel a través de un cono diseñado aerodinámicamente que acelera el aire de manera lineal. A continuación entra a la sección de trabajo y pasa a través de una

rejilla antes de pasar a través del difusor y luego al ventilador de velocidad variable. La rejilla protege al ventilador del paso de objetos. El aire sale del ventilador, pasa a través de una unidad silenciadora y por último se descarga a la atmósfera.

La velocidad del ventilador axial (y por lo tanto la velocidad en la sección de trabajo) es controlada por un control electrónico que se encuentra en la unidad de control e instrumentación. Ésta unidad alberga instalaciones y diversos paneles para recabar información. [50]

### **3.1.1 Sección de trabajo**

La sección de trabajo es una sección cuadrada de acrílico con lados removibles. Toda la unidad está cubierta por un marco de aluminio. Cada lado del panel tiene un soporte especial para los modelos aerodinámicos. En la parte de arriba de la sección de trabajo se encuentran agujeros para los dos tubos de pitot para medir la presión estática en la parte inferior y posterior de la sección de trabajo. [50]

### **3.1.2 Instrumentos y modelos asociados al túnel AF100**

Hay una variedad de instrumentos de medición y modelos que se pueden colocar en la sección de trabajo para su análisis. Entre los cuales se encuentran:

#### **VDAS (Sistema versátil de adquisición de datos)**

Éste sistema versátil de adquisición de datos consta de dos partes:

##### **1. VDAS-F Hardware**

Este instrumento recolecta los datos de los instrumentos opcionales y los transmite a la computadora. Se coloca en el marco de control e instrumentación del túnel de viento.

##### **2. VDAS Software**

Debe de ser instalado en una computadora para monitorear los procesos, muestra la información del VDAS Hardware.

### **AFA1 Manómetro multi-tubo**

Un manómetro de 36 tomas con un rango máximo de 600 mm. columna de agua.

### **AFA2 Balance Básico**

Es un balance básico con una célula de carga. Encaja en el lado de la sección de trabajo del túnel de viento y mide la fuerza de arrastre o de sustentación. También puede encajar por debajo de la sección de trabajo para medir la fuerza de arrastre en modelos de carros o similares a éstos. El balance contiene una pantalla que muestra la fuerza medida. Ésta fuerza también se puede visualizar en el software VDAS. [50]

### **AFA3 Balance de tres componentes**

El balance se monta en el lado de la sección de trabajo y sujeta a los modelos con una barra de 12 mm. El modelo es sujetado por dentro de la sección de trabajo. El balance se conecta a una pantalla separada que mide las fuerzas aplicadas al modelo durante las pruebas. La pantalla puede estar conectada al VDAS. Es de tres componentes ya que puede medir la fuerza de arrastre (Newtons), la sustentación (Newtons) y el momento de lanzamiento (Newton metros). [50]

### **AFA4 Ángulo de ataque**

Éste instrumento es usado con el AFA3 y el VDAS. Encaja en el AFA3 y transmite el ángulo del modelo al VDAS. [50]

### **AFA5 Transductor de presión diferencial**

Se usa con un tubo de pitot de mecanismo transverso. Incluye una pantalla para la presión diferencial y puede conectarse al VDAS. La sección principal de marco de control e instrumentación del AF100 incluye dispositivos para colocar dos AFA5. [50]

### **AFA6 Sistema de 32 vías de presión.**

Este instrumento contiene 32 medidores de presión simultaneos. Puede mostrar en grupos de 4 al mismo tiempo en la pantalla. Se puede conectar al VDAS para mostrar todas las lecturas en tiempo real y los resultados calculados. [50]

### **AFA7 Tubo de pitot de mecanismo transverso**

Con una escala de 300 mm. y un indicador digital. Se conecta al VDAS para mostrar la presión estática. La manguera de presión se conecta a los manómetros que incluyen el AFA100, el AFA5 o el AFA6 para mostrarse en el VDAS. [50]

### **AFA10 Generador de humo**

Genera un humo opcional para visualizar el flujo que pasa por el modelo. [50]

### **AFA100 Modelos**

Un grupo de formas y dispositivos para uso en la sección de trabajo. Los cuales son los siguientes. [50]

#### **-Perfiles**

Perfiles NACA 0012 de sección simétrica, uno con 150 mm. de envergadura y otro con 300 mm. de envergadura. Estos perfiles pueden montarse en las unidades de balance AFA2 o AFA3

#### **-Perfil con alerones**

Este perfil NACA 2412 de sección asimétrica tiene una cuerda de 152 mm. y una envergadura de 300 mm. Está destinado para montarse en el balance, con un grado de incidencia que puede variar de 90 a -90 grados.

#### **-Modelo cilíndrico con medidor de presión**

Un cilindro con un medidor de presión a la mitad de la envergadura. La distribución de la presión alrededor de la periferia del cilindro se puede obtener con el uso de un transportador y un manómetro que se encuentra en el AFA100. Este modelo puede montarse en las unidades de balance AFA2 y AFA3 para medir el arrastre.

### **-Superficie plana**

Esta superficie tiene un diámetro de 100 mm. y se monta en cada una de las dos unidades de balance AFA2 y AFA3. Se sujeta en el lado de la sección de trabajo opuesta a la del balance, entonces el arrastre puede ser distinguido del arrastre de la superficie plana.

### **-Perfil con medidores de presión**

Un perfil NACA 0012 de 300 mm. de envergadura y 150 mm. de cuerda, con 20 medidores de presión. Este perfil muestra la distribución de presión alrededor del perfil

### **-Modelo de capa límite plano**

Muestra el desarrollo y la separación de la capa límite.

### **-Instrumentación y controles**

El marco de instrumentación y control contiene:

- Aislador eléctrico principal para el aparato.
- Motor de la unidad de control.
- Interruptor y el circuito de protección para la unidad de control.
- Dos conjunto de tomas de corriente para equipo adicional.
- Un marco de soporte para equipo adicional o instrumentos.

El marco de control e instrumentación es de posición libre, pero debe de estar cerca del túnel de viento, porque el cable de alimentación y las mangueras de los manómetros conectan estos dos dispositivos.

### **-Unidad principal**

Esta unidad tiene el control para la velocidad variable del motor del ventilador. Luces que muestran el encendido de la unidad y cuando el motor esta listo para operar. En el lado de la unidad principal esta la conexión para el túnel de viento.

### **-Manómetros**

Los dos manómetros se conectan con los dos tubos de pitot que están ubicados en la sección de trabajo del túnel de viento.

### **-Salidas eléctricas**

Al reverso de la unidad principal se encuentran dos columnas de conexiones eléctricas. Estas son para equipo adicional o instrumentos. La alimentación de estas conexiones está desconectada cuando el aislador del frente de la unidad está apagado.

### **-Instrumentos adicionales**

Varios de los instrumentos adicionales encajan en el marco, excepto el AFA5, el cual normalmente se localiza en la unidad principal.

### **-Transportador**

El aparato tiene un transportador el cual encaja en el sujetador de modelos de la sección de trabajo. Este dispositivo se usa para medir el ángulo de los modelos.

### **-Tubos de pitot**

Dos diferentes unidades de tubos de pitot están conectados al túnel de viento. Los dos se montan en la parte de arriba de la sección de trabajo. Pueden medir la presión del aire a través de la sección de trabajo desde arriba hasta abajo. Un dispositivo es un pitot estándar con una conexión, el otro es un pitot estático con dos conexiones.

## **3.1.3 Instalación**

Una capa de cera debe de estar aplicada a las partes del aparato para prevenir la corrosión durante su transporte. Remover la cera usando parafina aplicada con una suave brocha. [50]

### **3.1.3.1 Instrucciones de manejo**

Marco principal: 217 kg.

Cono de entrada: 34 kg.

Marco de control e instrumentación: 41 kg

Unidad silenciadora: 25 kg.

Peso total de todas las unidades: 317 kg. [50]

### **3.1.3.2 Localización**

Instalar el túnel de viento subsónico AF100 en un laboratorio limpio, con buena iluminación, en un nivel sólido, preferentemente de concreto.

El AF100 produce altos niveles de ruido, por lo cual se debe de instalar en un lugar que no afecte a otros centros de trabajo.

El marco principal ocupa un espacio de 3700 mm. X 1065 mm. y 1900 mm. de altura.

El marco de control e instrumentación ocupa un espacio de 550 mm. X 1600 mm. y 700 mm. de altura.

Dejar por lo menos 2 metros de espacio libre alrededor de la entrada de aire y 4 metros en la salida. Idealmente se debe de instalar la salida dirigida a una ventilación o afuera del laboratorio. [50]

### **3.1.3.3 Procedimiento de ensamblaje**

1. Mover el marco principal en su posición y asegurar las ruedas.
2. Cuidadosamente desmontar el cono de abajo del marco principal
3. Remover ambos lados de los paneles de la sección de trabajo.
4. Cuidadosamente sujetar la brida del cono a la brida de la sección de trabajo y asegurarse que los hoyos coincidan.
5. asegurarse que la junta negra este en el lugar de la brida de la sección de trabajo y asegurar el cono a la sección de trabajo. No usar los soportes que sostienen el cono a la brida, estás son para separar los soportes.
6. Quitar la sección silenciadora de abajo del marco principal.
7. Apoyar el ventilador y quitar los cuatro seguros que lo sujetan al soporte.
8. Sostener la brida del silenciador contra la brida del ventilador y asegurarse que los hoyos coincidan.

9. Asegurarse que las juntas negras estén en las bridas del ventilador y asegurar el silenciador al ventilador.
10. Cuidadosamente quitar el marco de control e instrumentación de abajo del marco principal.
11. Ajustar los cuatro pies del marco de control e instrumentación. Colocar el marco cerca del túnel de viento.
12. Usar silicón para sellar el cono y la sección de trabajo. Asegurarse que el sello tiene el nivel de la superficie. Cualquier tipo de grumos u orificios en estas juntas pueden provocar fugas del flujo de aire.
13. Ajustar los dos tubos de pitot en la parte de arriba de la sección de trabajo. Los pitot deben encajar en los hoyos de arriba de la sección. El pitot estático es usualmente el que esta corrientes abajo y el pitot estándar esta corrientes arriba.
14. Verificar el nivel de los fluidos de los dos manómetros en el marco de control e instrumentación. Deben de estar en la escala de cero. Agregar mas fluido si es necesario. La posición de cero se puede modificar si se requiere.
15. Conectar las dos mangueras de los manómetros ubicados en el marco de control e instrumentación a los tubos de pitot conectados al túnel de viento en la sección de trabajo.
16. Conectar el cable de alimentación del ventilador del túnel de viento al enchufe que se encuentra en el marco de control.
17. Verificar que todos los pernos estén ajustados.
18. Conectar el marco de control e instrumentación a la toma eléctrica.
  - Verde y amarillo: Tierra
  - Café: Fase
  - Negro: Fase
  - Gris: Fase
  - Azul: Neutro
19. El túnel estará listo para su uso. [50]

### **3.1.3.4 Procedimiento de prueba (Seguridad)**

El AF100 es muy seguro y ofrece varias horas de uso, siempre y cuando se utilice correctamente y los estudiantes actúen de manera sensata. Sin embargo hay varios puntos que se tienen que tomar en cuenta:

- La presión del aire en la salida del túnel es lo suficientemente elevada para desplazar a varias estructuras y provocar olas de polvo. Si es posible, colóquese una cadena al túnel de viento para apartar a las personas cerca del flujo de aire.
- La reducción de presión en la entrada es lo suficientemente baja como para succionar papeles y prendas si se dejan muy cerca. Asegurarse que los estudiantes no usen ropa holgada al realizar las prácticas.
- Los niveles de ruido del aparato son lo suficientemente altos para causar daños de audición. Asegurar que las personas cercanas al túnel usen tapones auditivos.
- Mantenerse alejado de la entrada y la salida del flujo de aire del túnel.
- Cuando se use el generador de humo, desviar la salida del flujo, de manera segura, afuera del área de trabajo. [50]

### **3.1.3.5 Procedimiento para establecer la velocidad de referencia**

1. Garantizar que el tubo de pitot esté ensamblado en la posición frontal. Verificar que el mecanismo permita que la manguera atraviese toda la sección.
2. Conectar el tubo de pitot a las tomas del manómetro. Conectar la manguera de la pared a la extremidad izquierda y el pito a la extremidad derecha.
3. Ajustar los manómetros a cero y tomar las lecturas del aire a temperatura y presión ambiente. Posicionar el tubo de pitot en el centro del túnel (152.5 mm. desde abajo).
4. Encender el ventilador y correr a su máxima velocidad. Tomar la lectura de los manómetros. Reducir la velocidad del ventilador y tomar otra lectura de los manómetros. Continuar tomando lecturas para los diferentes rangos de velocidades.
5. Trazar una gráfica de las lecturas de los manómetros contra la velocidad de referencia.

La gráfica de la velocidad de referencia contra las lecturas del manómetro será válida solo para la temperatura y presión en el momento de la toma de lecturas a las cuales está sometida la atmósfera. [50]

### **3.1.3.6 Procedimiento para establecer una velocidad uniforme**

1. Fijar el tubo a una distancia media y ajustar el ventilador a una velocidad alrededor de 35 m/s.
2. Posicionar el tubo de pitot hasta el fondo del túnel. Tomar la lectura de la presión dinámica y fijar bien la posición de la escala del pitot. Mover el pitot lejos de la pared aproximadamente 1mm. y repetir la lectura de la presión dinámica. Continuar la toma de lecturas de la presión dinámica cada milímetro hasta llegar a los 15 mm. y después cada 20 mm. al centro de la línea de la sección de trabajo.
3. Trazar una gráfica de la altura en la sección de trabajo contra la velocidad. La gráfica debe mostrar la reducción de velocidad cerca del piso de la sección de trabajo debido a la capa límite con una velocidad sensible constante en la parte de arriba de la sección de trabajo. [50]

### **3.1.3.7 Mantenimiento general**

- Cuando no se está en uso, desconectar el túnel de la toma de energía.
- Regularmente verificar los sellos alrededor de la ventana removible de la sección de trabajo. Deben de tener una capa delgada de silicón para ayudar a que tenga un sellado correcto.
- Para limpiar el túnel, asegúrese de usar un paño húmedo. No usar limpiadores abrasivos.
- Desconectar de la toma de energía antes de abrir cualquier guarda. [50]

### **3.1.3.8 Mantenimiento eléctrico**

- Una persona calificada debe de realizar el mantenimiento eléctrico.
- Asumir que el aparato se energice hasta que se sepa que está aislado de la toma de energía.
- Utilizar herramientas con recubrimiento aislante.
- Confirmar que el aparato esté aterrizado a tierra correctamente.
- Identificar la causa de un fusible quemado antes de renovarlo o ajustarlo. [50]

### **3.1.3.9 Pasos a realizar para hacer cambio de fusible**

- Aislar el aparato de la toma de energía
- Renovar el fusible o repararlo.
- Conectar el aparato a la toma de energía y prenderlo. [50]

### **3.1.3.10 Localización de los fusibles**

-Todos los fusibles están localizados en el interior de la sección principal del marco de control e instrumentación. La cubierta de la sección principal no se puede abrir hasta que el aislador rojo este apagado. [50]

### **3.1.4 Calibración y ajuste.**

Para la realización de la calibración y el ajuste, se tomará en cuenta los dispositivos que van integrados o montados en el túnel de viento, los cuales se mencionan y describen a continuación. [50]

#### **3.1.4.1 Tubo de pitot estático AFA7 (300 mm.)**

El tubo de pitot encaja dentro de la sección de trabajo del AF100. Proporciona un medio para medir y mostrar la posición del tubo de pitot estático.

Consiste en un tubo de pitot estático que puede deslizarse hacia arriba o hacia abajo junto con la escala de medición. El indicador muestra la posición del tubo de pitot estático directamente al usuario.

El AFA7 incluye un cable especial SPC para conectarse al VDAS, que permitirá mostrar la posición del pitot estático, para su captura, tabulación y procesar los datos.

El AFA7 se coloca corrientes arriba o corrientes abajo en la parte posterior de la sección de trabajo del túnel de viento. Su indicador digital es energizado mediante una batería. [50]

El procedimiento para su calibración es el siguiente:

1. Decidir en qué posición estará colocado el tubo de pitot estático, ya sea corrientes arriba o corrientes debajo de la sección de trabajo.
2. Remover el tubo de pitot estándar colocado en la posición que se va a colocar el tubo de pitot estático. Mantener los dos tornillos que sujetan al tubo de pitot estándar en su lugar.
3. Cuidadosamente insertar la sonda del pitot en el hoyo más largo y rotar el cuerpo del AFA7 hasta que esté en la posición con la sonda apuntando hasta el flujo de aire.
4. Usar los dos tornillos del tubo de pitot estándar para ajustar el AFA7 en su lugar.
5. si se necesita conectar al VDAS, usar el cable del AFA7 y conectarse uno al enchufe del lado del indicador digital del AFA7. Conectar el otro extremo a la entrada DTI del hardware VDAS.
6. Conectar el tubo de pitot al manómetro para medir la presión.
7. La conexión en la parte de arriba del AFA7 proporcionará la presión total. La conexión en el costado proporcionará la presión estática. [50]

#### **3.1.4.2 AFA2 Componente simple para el balance de arrastre y sustentación**

El AFA2 puede montarse por debajo o en el costado de la sección de trabajo del AF100. La elección es determinada dependiendo del modelo que se necesite probar. A continuación se describe cada una de los diferentes montajes que puede tener el dispositivo. [50]

Para mediciones de fuerzas de arrastre y sustentación (Es usado para perfiles cilíndricos, o planos), se hace el montaje lateral, para lo que se usa el siguiente procedimiento:

1. Dispóngase del lado del túnel de viento de manera que el flujo de aire vaya de derecha a izquierda.
2. Remover el tapón ubicado en el centro de la ventada de la sección de trabajo.
3. Usar los tornillos para ajustar la placa posterior triangular al lado de la sección de trabajo.
4. Ajustar la pinza al AFA2.

5. Poner el AFA2 sobre la placa trasera y usar los tornillos pequeños para ajustarlos en la placa. Para la medición del arrastre, ajustar el montaje de modo que la celda de carga este a la derecha. Para la medición de sustentación, rotar y ajustar el montaje de modo que la celda de carga este arriba.
6. Remover la ventana del lado opuesto de la sección de trabajo.
7. Colocar el modelo dentro de la sección de trabajo y deslizarlo a través del eje en el centro del AFA2. Preparar el modelo al ángulo deseado para las pruebas. Apretar los tres tornillos para asegurar el modelo.
8. Ajustar el transportador al eje del modelo y colocarlo en 0 grados. Apretar los tornillos de ajuste del transportador.
9. Colocar la ventana del lado opuesto de la sección de trabajo.
10. Conectar la pantalla de medición. [50]

Por otro lado para medir el arrastre, se tiene un montado por debajo de la sección de trabajo cuyo procedimiento es el siguiente:

1. Remover una ventana de la sección de trabajo.
2. Ajustar la pinza del modelo.
3. Quitar el tapón inferior de la sección de trabajo.
4. Colocar el montaje sobre los puntos de coincidencia de la mesa, por debajo de la sección de trabajo.
5. De debajo de la mesa, usar los tornillos para ajustar el montaje en la posición correcta.
6. por dentro de la sección de trabajo, insertar el eje de soporte del modelo por debajo de la sección de trabajo y por dentro del montaje. El modelo tiene que quedar frente al flujo de aire.
7. Ajustar el eje del modelo para que el modelo no esté sobre el piso de la sección de trabajo.
8. Apretar las pinzas del modelo en el montaje.
9. Colocar las ventanas.
10. Conectar la pantalla de medición. [50]

### **3.1.4.3 Conexión de la pantalla de medición**

1. Conectar el cable del montaje de balance de arrastre y sustentación al enchufe marcado como 'To Balance Load Cell'.
2. Si se quiere conectar al VDAS, usar uno de los cables y conectarlo al enchufe con nombre de 'Digital Output' en el AFA2.
3. Conectar el cable de la toma de energía al enchufe marcado como 'Input 12 V'.
4. Conectar la toma de energía a un enchufe de energía en la parte trasera del marco de instrumentación y control del AFA100. [50]

### **3.1.4.4 Sistema generador de humo**

El sistema de generador de humo es una extensión del AFA100, el cual nos permite dejar pasar humo a través del modelo con ayuda de la corriente de aire para visualizar los efectos que éste causa sobre las superficies. El sistema se forma de varios componentes, los cuales se enuncian a continuación.

-Generador de humo.

-Sonda con cuello de cisne.

-Sonda rígida.

-Punta vaporizadora.

-Manguera de PVC.

-Mango de extensión.

-Botella de aceite

El generador de humo se usa para facilitar la observación de los movimientos del aire en diferentes tipos de flujo. Idealmente adecuado para uso en túneles de viento, es fácil de transportar al lugar de investigación, rápido de establecer, fácil de usar y no contrae riesgos a la salud.

El humo es producido por el efecto de bombeo. El humo es inofensivo, derivado de un aceite blanco que viene que la unidad de control hasta la punta de la sección, cuando se tiene un bajo voltaje eléctrico la bobina se calienta para producir una capa densa de humo en el punto exacto que se necesite.

La sonda tiene forma adecuada para minimizar la generación de estelas que pudieran de otro modo invalidar la observación, por lo tanto la emisión del humo dentro de la corriente de aire es suave y constante y fácilmente controlable para adaptarse a las condiciones prevalecientes. Una columna estable y clara del humo de 5 metros de largo se puede generar en el túnel con una velocidad mayor a los 90 m/s. [50]

La información Técnica del generador de humo es la siguiente:

Fuente de alimentación: 230 – 250 V ac: 50 Hz, ó 110 – 120 V ac: 60 Hz.

Poder de disipación del vaporizador: 90 W. max (30 V : 3 A ac)

Consumo de aceite: En promedio a 60 ml./hr.

Capacidad de aceite: 400 ml. Máximo en un contenedor integrado de 500 ml.

Aceite: Shell “Ondina EL”. [50]

Se debe de tomar las siguientes precauciones preliminares a la hora de trabajar con el generador de humo:

- No operar el generador de humo en un ambiente potencialmente explosivo.
- Nunca aplicar una alimentación eléctrica al vaporizador a menos que el aceite este presente en la punta y su flujo no sea interrumpido. Si la alimentación del aceite falla por alguna razón, se debe de apagar el sistema para evitar sobrecarga del vaporizador y un posible incendio.
- Un uso continuo de la sonda con un flujo insuficiente de aceite puede provocar que se rebase la temperatura de encendido del aceite. Esto se puede detectar cuando la punta del vaporizador se torna de un color rojo oscuro.
- Se debe de tener cuidado cuando se sujeta el vaporizador mientras se trabaja con temperaturas superiores de los 200° C, ya que pueden generar quemaduras en la mano si no se está usando protección. [50]

Al realizar el montaje inicial se deben de seguir los pasos enunciados a continuación:

1. Primeramente se debe de verificar la etiqueta trasera de la unidad y asegurarse que el voltaje es correcto para la toma de energía.

2. Antes de conectar los componentes, poner la perilla del voltaje del calentador (heater voltage) a cero, así como también la del caudal de aceite (oil flow rate). Todos los demás controles deben de estar en la posición de apagado.
3. Conectar el tubo de suministro de aceite al conector del alimentador de aceite (Oil feed) posicionado en la parte delantera del panel. Conectar los dos conectores banana de la sonda a los enchufes de suministro de calor colocados enfrente del panel.
4. Atornillar uno de los vaporizadores a la punta del tubo.
5. Llenar el reservorio de aceite a dos tercias partes del llenado con el aceite “Shell Ondina EL”.
6. Conectar el cable de alimentación a una toma y encenderlo desde los controles del panel. Mover el interruptor de la bomba a la opción de “Deliver” e incrementar el flujo de aceite a su máxima posición (10). El aceite empezará a fluir y será evidente cuando llegue a la punta del vaporizador después de 2-3 minutos de encendido.  
Cuando se observe que aparece el fluido del aceite y la manguera este completamente llena se deberá reducir el flujo a la posición de 4 y girar la perilla del controlador de calor a 20 – 25 V. En esta posición el aceite comenzará a salir menos viscoso y empezará a gotear del vaporizador más rápidamente. Después de unos cuantos segundos comenzará a vaporizarse y se creará una densa nube de humo.
7. El tubo ahora está listo para introducirse en el flujo de aire y el flujo del aceite y el voltaje del calentador se ajustarán a las condiciones que se necesiten.
8. Para apagar el generador de humo, primero se reducirá el voltaje a cero y se dejara que la bomba de aceite funcionar por unos pocos segundos. Esto reducirá la probabilidad de que se forme carbón en el elemento. Después de esto el flujo del aceite se bajará a cero y se apagará la bomba.
9. Cuando se necesita una breve pausa durante la operación no hay necesidad de drenar el sistema. Simplemente se reduce el voltaje y se apagará la bomba. [50]

El aceite que se recomienda usar es el aceite “Ondina EL” o uno exactamente equivalente. Es un aceite con cualidades medicinales usado en farmacias de Estados Unidos o del Reino Unido. Entre sus características se tienen las siguientes:

-Gravedad específica: 0.86 a 20° C.

- Viscosidad: 14.3 centistokes a 40° C.
- Punto de ebullición: 159° C.
- Temperatura de autoencendido: Arriba de los 250° C. [50]

### 3.2 Métricas de operación

A continuación se definirán algunos conceptos los cuales se toman en cuenta para realizar las mediciones en el túnel de viento.

#### Fluido

Toda aquella sustancia que no puede resistir un esfuerzo cortante sin desplazarse, por más pequeño que este sea. [51]

Se puede definir un fluido como una materia capaz de fluir; abarca los conceptos de líquido y gas. En el caso de líquido encuentra su propio nivel mientras que en el gaseoso llena el recinto que lo contiene. [52]

#### Densidad y compresibilidad

Relación que existe entre la masa y volumen.

$$\rho = m/v \quad (3.1)$$

-Líquidos. Sensible a los cambios de temperatura y poco sensible a los cambios de presión. Es decir que los líquidos son prácticamente incompresibles.

-Gases. Siguen el comportamiento de los gases ideales. Son muy sensibles a cambios de temperatura y presión. [51]

$$\rho = P/RT \rightarrow \text{Gas ideal}$$

$$\rho = ZP/RT \rightarrow \text{Gas real}$$

El aire es un fluido muy compresible. A pesar de ser muy compresible, todos conocemos alguna aplicación del aire comprimido, en el fenómeno del vuelo esta compresibilidad sólo se manifiesta a partir de ciertas velocidades, el grado de compresibilidad del aire depende del valor de un número llamado MACH, definido anteriormente. [52]

## **Temperatura**

Las moléculas de los gases tienen continuamente un movimiento al azar, de amplitud tanto mayor cuanto menor sea la presión. Cuando hablamos de amplitud nos referimos a la distancia libre recorrida antes de chocar una molécula contra otra o contra las paredes del recipiente que lo contiene.

A causa de este movimiento, las moléculas tienen una energía cinética, la manifestación de esta energía interna es la temperatura. [52]

## **Presión**

Si consideramos un cuerpo sumergido en un gas, el movimiento de las moléculas del gas originará una presión al chocar contra su superficie. Realmente lo que experimentará una superficie de área  $A$  será una fuerza  $F$  normal, en la que no podrán distinguirse los impactos individuales definiéndose entonces la presión como:

$$p = F/A \quad (3.2)$$

## **Presión estática**

Cualquier presión ejercida por un fluido la cual no es ejercida por el movimiento o velocidad de un fluido. [53]

## **Presión dinámica**

Presión que se ejerce cuando los fluidos se mueven en un conducto, la inercia del movimiento produce un incremento adicional de la presión estática al chocar sobre un área perpendicular al movimiento. Depende de la velocidad y la densidad de un fluido. [53]

## **Presión total**

Suma de la presión estática y la presión dinámica. [53]

Para fluidos en reposo, la presión dinámica es nula y la presión estática es igual a la presión total. Mientras que la presión dinámica actúa únicamente en la dirección del flujo,

la presión estática actúa por igual en todas las direcciones y siempre en ángulo recto con todas las superficies que contengan al fluido.[52]

### **Presión Atmosférica**

Resulta del peso del aire de la atmósfera terrestre sobre la superficie de la tierra. Al nivel del mar y a 25° C el valor de ésta presión es de 101325 N/m<sup>2</sup>, o 14.696 lbs/in<sup>2</sup> o 29 in de Hg o 10.33 metros de columna de agua o 760 mm. de Hg o 1.033 kg/m<sup>2</sup>.

Debido a que el espesor de la capa de aire no es homogénea, cada lugar tiene su propia presión atmosférica. Los lugares elevados sobre el nivel del mar tienen una presión atmosférica menor. [51]

### **Presión absoluta**

Presión absoluta = Presión atmosférica + Presión de operación. [51]

### **Presión de vacío**

Toda presión que se encuentra por debajo de la presión atmosférica. [51]

### **Presión Relativa**

Presión relativa = Presión absoluta – Presión atmosférica. [51]

### **Primera propiedad de la presión (Principio de Pascal)**

Todas las fuerzas de presión que actúan sobre un fluido en reposo tiene la misma magnitud sin importar su sentido.

### **Segunda propiedad de la presión**

Las porciones de fluido que se encuentran a la misma profundidad, tienen la misma presión.

### **Tercera propiedad de la presión**

La fuerza de presión que ejerce una porción de fluido sobre el fluido adyacente, siempre es normal a la superficie de contacto.

### **Cuarta propiedad de la presión**

La fuerza de presión que ejerce sobre un fluido en reposo, siempre es de compresión y nunca de tracción.

### **Quinta propiedad de la presión**

La superficie libre de un fluido en reposo, siempre es horizontal. [51]

### **Capa límite, laminar y turbulenta**

Suponiendo que para mayor similitud con los fenómenos que se estudian en esta tesis, se tiene una superficie de un perfil alar. Suponiendo que esta parte del perfil se encuentra en reposo, y el aire moviéndose, se encuentra un fenómeno análogo, en el que existe una sola superficie.

La capa molecular de aire en íntimo contacto con la superficie permanece adherida a ésta, después existe un deslizamiento entre las diferentes capas, que conforme están a más distancia de la superficie, tienen una velocidad mayor hasta un punto en el que la velocidad de la capa de aire correspondiente es la de la corriente libre. La zona que existe entre la pared o superficie de perfil (velocidad cero) y el punto donde la velocidad es la de la corriente libre, se denomina capa límite.

El espesor de la capa límite es la distancia del punto de velocidad cero, a otro donde la velocidad es el 99% de la corriente libre.

Cuando el movimiento del aire dentro de la capa límite es en forma de capas paralelas, se le denomina laminar (lo que se denomina teoría de la capa límite de Prandtl).

La fuerza de rozamiento entre las diferentes capas, debido al deslizamiento a que están sometidas al tener distintas velocidades, se denomina resistencia de fricción.

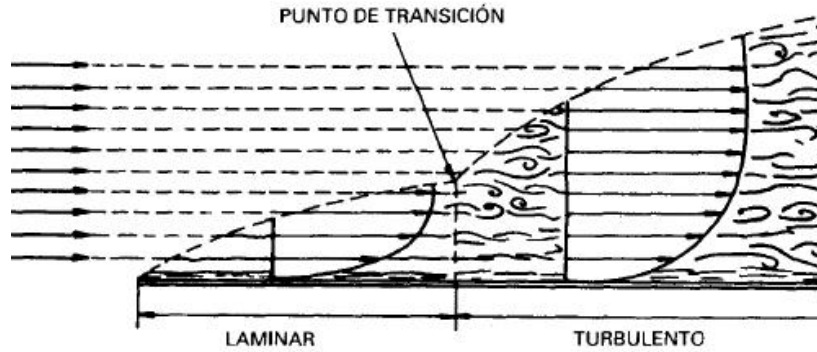
En los puntos próximos al borde de ataque, la capa límite es laminar, conforme el aire se va moviendo alejándose del borde de ataque, las fuerzas de rozamiento disipan cada vez más energía de la corriente de aire, haciendo que el espesor de la capa límite aumente paulatinamente, hasta que a una cierta distancia del borde de ataque, la capa límite empieza a sufrir unas perturbaciones de tipo ondulatorio, que acarrearán un aumento del espesor de la capa límite y una destrucción de la corriente laminar que existía, pasando a ser turbulenta.

Debido a que en la capa límite turbulenta las partículas ya no se mueven en forma de láminas paralelas, aquellas que están alejadas de la pared, al pasar a una zona próxima a ésta comunican energía a las que están en esta zona, y viceversa, al pasar las próximas a la pared a zonas alejadas de ella tienden a retrasar el movimiento de estas últimas.

El resultado global es un aumento de la velocidad de las partículas dentro de la capa límite respecto a la laminar, y ello es debido a que las partículas exteriores de la capa límite toman energía de la corriente libre de aire y la transmiten a las zonas próximas a la pared, con el resultado de que las partículas próximas a la pared tienen una velocidad mayor en el caso de capa límite turbulenta que en el laminar.

Como resultado una capa límite turbulenta presenta respecto a una laminar: mayor espesor, mayor velocidad media de las partículas y mayor resistencia de fricción.

El fenómeno de paso de capa límite laminar a turbulenta se conoce con el nombre de transición, y ocurre en una región denominada región de transición. Esta región es muy pequeña y en todo el ámbito relacionado con la Mecánica de Fluidos y Aerodinámica se le denomina punto de transición (Figura 3.1). [52]



**Figura 3.1** Punto de transición de flujo laminar a flujo turbulento

### **Flujo laminar**

Tipo de movimiento de un fluido cuando éste es perfectamente ordenado, estratificado, suave, de manera que el fluido se mueve en láminas paralelas sin entremezclarse si la corriente tiene lugar entre dos planos paralelos, o en capas cilíndricas coaxiales. [51]

### **Flujo turbulento**

Movimiento de un fluido de forma caótica, en donde las partículas se mueven desordenadamente y las trayectorias de las partículas se encuentran formando pequeños remolinos aperiódicos. [51]

### **Flujo de transición**

Flujo que alterna entre el flujo laminar y el flujo turbulento. [51]

### **Número de Reynolds (Re)**

Como ya se vio anteriormente, el punto de transición tiene lugar a una cierta distancia del borde de ataque. Mediante experiencias con diversos fluidos, y a diferentes velocidades, se observa que depende también de la viscosidad (tipo de fluido) y de la velocidad. Reynolds generalizó las conclusiones mediante la introducción de un parámetro adimensional, que combina los efectos anteriores, denominado Número de Reynolds, Re, que viene expresado por:

$$Re = \rho VL / \mu \quad (3.3)$$

Donde:

$V$  = Velocidad

$L$  = Distancia al borde de ataque

$\mu$  = Coeficiente absoluto de viscosidad

$\rho$  = Densidad

A este número de Reynolds se le denomina número de Reynolds local, porque es el que existe en un punto a una distancia  $L$  del borde de la superficie.

Cuando se refiere al efecto completo sobre el ala, sobre el avión, etc., el número de Reynolds que se utiliza en el global donde la longitud que se sustituye es un valor típico del avión, normalmente la cuerda.

Si el  $Re$  es relativamente pequeño la capa límite es laminar y si  $Re$  es relativamente grande la capa límite es turbulenta. Esto explica porqué en un perfil cerca del borde de ataque la capa límite es laminar, el  $Re$  local es pequeño, y que conforme la distancia al borde de ataque va aumentando el  $Re$  local va creciendo y la capa límite puede convertirse en turbulenta.

Anteriormente, cuando se definió la capa límite, se vio que dentro de la capa límite se origina una resistencia de fricción que se opone al movimiento del avión. Para una superficie determinada sometida a una corriente de aire, se denomina coeficiente de fricción  $C_f$ , a la capacidad de generar resistencia de esa superficie de corriente.

En la figura 3.2 se puede observar la variación del coeficiente de resistencia de fricción en los casos de capa límite laminar y turbulenta en función del  $Re$  para una placa plana, así como la zona en la que puede producir la transición.

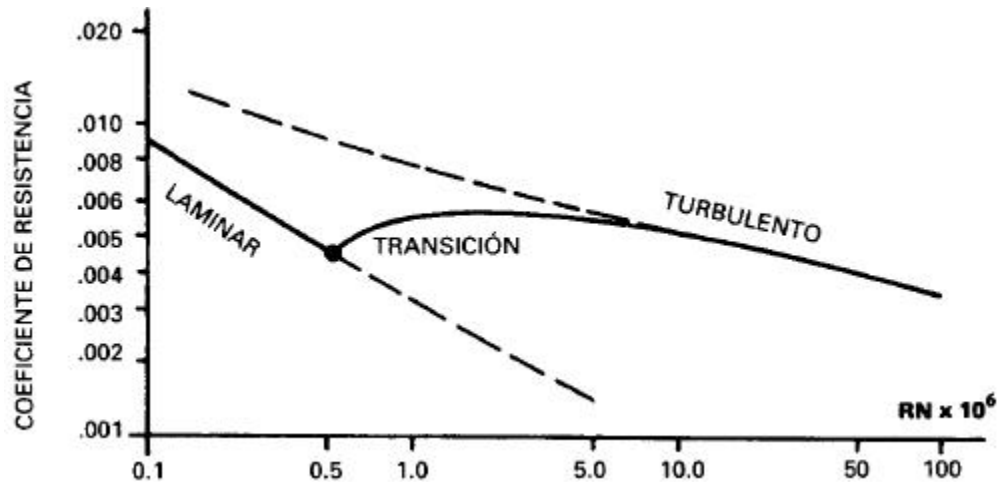


Figura 3.2 Variación del Número de Reynolds

La transición ocurre normalmente para valores de  $Re$  entre medio millón y 10 millones y se producirá antes o después dependiendo en gran medida de la rugosidad de la superficie, de la turbulencia de la corriente libre de aire y de la distribución de presiones. Otros factores que afectan a la transición son la temperatura de la superficie y el número de Mach. Normalmente cuanto menor es la temperatura de la superficie menor es el espesor de la capa límite y se retrasa la transición. En cuanto al Mach, el  $Re$  de transición suele ser mayor si la corriente es compresible, Mach alto.

El número de Reynolds de un avión en vuelo se obtendrá, según la definición del  $Re$ , sustituyendo en ella el valor de la velocidad de vuelo, el de la densidad del aire, la viscosidad absoluta y de una longitud característica del avión. Como valor de esta longitud característica suele tomarse un valor de la cuerda, pero podría tomarse otro, como, por ejemplo, la envergadura o el diámetro del fuselaje.

El número de Reynolds puede ser interpretado como el cociente entre las fuerzas de inercia, y las fuerzas de viscosidad, si su valor es pequeño significa que predominan las fuerzas de viscosidad; si es grande, los efectos predominantes son las fuerzas de inercia.

En un avión comercial de tamaño grande, el espesor de la capa límite en la mitad de la cuerda es del orden de 2 a 3 cm. El número de Reynolds es un factor importante en el vuelo a velocidades bajas, mientras que el número de Mach lo es a velocidades altas. [52]

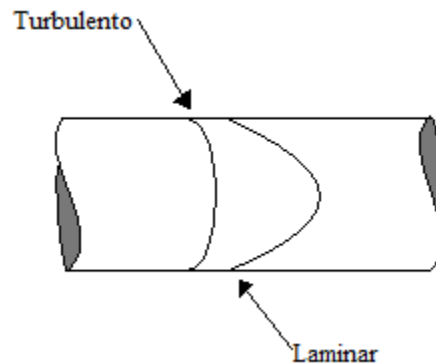
### Capa límite

Para fluidos que tienen viscosidades relativamente pequeñas, el efecto de fricción interna en un fluido es apreciable únicamente en una pequeña región que rodea las fronteras del fluido. [51]

La capa límite se forma cuando la velocidad de superficie es igual al 99% de la velocidad de corriente principal. En la figura 3.3 se muestra los diferentes perfiles que puede tener el flujo cuando es turbulento o cuando es laminar.

El fluido que se encuentra dentro de la capa límite tiene un movimiento determinado por 3 fuerzas:

1. El empuje hacia delante del fluido exterior en movimiento libre transmitido a través de la capa límite laminar por el esfuerzo cortante viscoso, y a través de la capa límite turbulenta por la transferencia de la cantidad de movimiento.
  2. El efecto desacelerador viscoso del contorno sólido que mantiene en reposo la lámina de fluido inmediatamente adyacente al mismo.
  3. El gradiente de presión a lo largo del contorno. La lámina de fluido se acelera por un gradiente de presión cuya  $\Delta P$  disminuye en la periferia. Se frena por un gradiente adverso.
- [51]



**Figura 3.3** Perfiles de flujos en una tubería

## **Velocidad del sonido**

La velocidad del sonido se define como la rapidez a la que se propaga una perturbación infinitesimal (pulso de presión) en un medio respecto al marco de referencia de ese medio. Las ondas de sonido reales, formadas por perturbaciones de presión de amplitud finita que nuestros oídos pueden detectar, se mueven con rapidez sólo ligeramente mayor que la velocidad del sonido.

Los fluidos compresibles tienen bajas velocidades sónicas y los fluidos incompresibles tienen altas velocidades sónicas; así a 20°C y 1atm, la velocidad del sonido en agua es de 1483,2 m/s, y la velocidad del sonido en aire es de 331,3 m/s.

Debido a que en un líquido se propaga con mayor rapidez el sonido que en un gas, los números mach van a cambiar. Esto es porque el número de mach es la relación entre la velocidad del sonido entre la velocidad del fluido. [35]

## **Ángulo de ataque**

Ángulo agudo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo, o sea, el ángulo con el cual el aire incide sobre las alas.

Varios parámetros, números críticos y mediciones giran alrededor del ángulo de ataque, por ejemplo:

- La pérdida ocurre con un determinado ángulo de ataque.
- El mejor ángulo de ascenso es un ángulo de ataque.
- La mejor velocidad de ascenso se da con un ángulo de ataque concreto.
- El mejor ratio de planeo ocurre con un ángulo de ataque determinado.
- Cuando se compensa en profundidad el avión, en realidad se está seleccionando un ángulo de ataque.
- La tasa de descenso más baja en planeo ocurre con un ángulo de ataque particular.

En un sentido real, el ángulo de ataque afecta a casi todo: cambiando el ángulo de ataque el piloto controla la sustentación, la velocidad, la resistencia. El ángulo de ataque controla directamente la distribución de presiones arriba y abajo del ala.

Aunque la densidad del aire, la superficie alar, los factores de velocidad, hacen variar la sustentación y la resistencia de la misma manera en cualquier perfil aerodinámico, la variación de sustentación y resistencia con distintos ángulos de ataque es una característica propia de cada uno de estos perfiles. [1] En la figura 3.4 se muestra una grafica de la variación de la sustentación y resistencia según el ángulo de ataque.

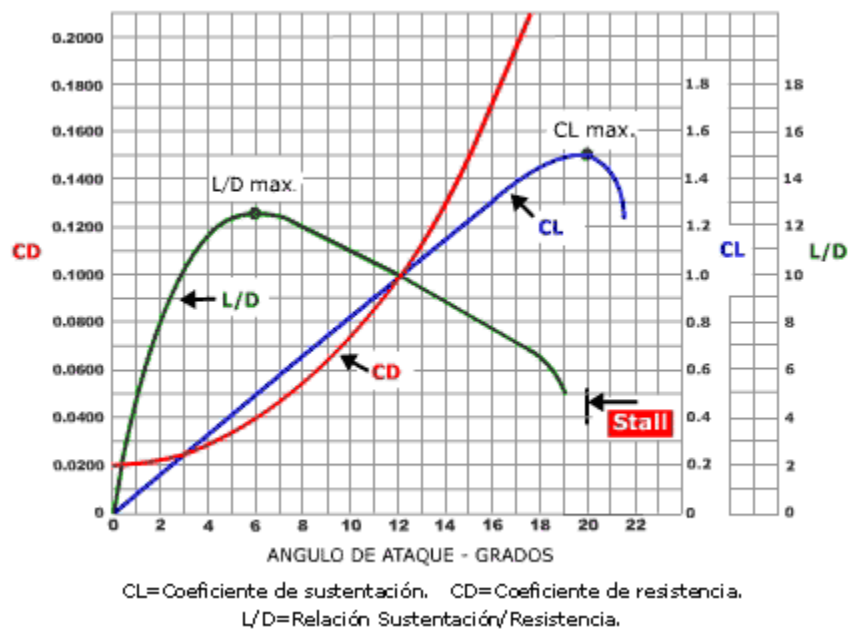


Figura 3.4 Variación de sustentación y resistencia según el ángulo de ataque

### Flujo estacionario y no estacionario.

Supongamos a un avión volando a velocidad constante en vuelo rectilíneo y que no hay viento, para un observador en el suelo, el aire está en reposo y queda perturbado a causa del avión que se mueve a través de él. El piloto podría suponer que él está en reposo y que lo que se mueve es el aire a su alrededor y que la corriente de aire queda perturbada por el avión.

Ambas consideraciones, la del observador terrestre y la del piloto son ciertas, pero matemáticamente resulta más fácil el estudio considerando el avión en reposo y el aire moviéndose. Esto es lo que en general supondremos en la mayor parte de los casos, por tanto se elige un sistema de coordenadas  $(x, y)$ , ligado al avión y moviéndose con él.

Si se imagina el avión en vuelo y que en un determinado punto cerca de él los valores de la velocidad, presión y densidad, van a ser siempre los mismos conforme pasa el tiempo, por supuesto que en otro punto los valores serían diferentes, pero si tampoco varían con el tiempo, a este tipo de flujo se le denomina estacionario.

Si los parámetros de la corriente en un punto, velocidad, presión y densidad, varían conforme el tiempo transcurre, el flujo es no estacionario. Un ejemplo de un flujo estacionario es la estela que deja un cuerpo. Dentro de la estela los parámetros velocidad, presión y densidad pueden estar cambiando continuamente.

### **Líneas de corriente y trayectorias**

Una línea de corriente es una línea imaginaria dibujada en el fluido de modo que el vector velocidad en cualquier punto es siempre tangente a ella. Se le denomina trayectoria al camino que sigue una partícula de un fluido.

En un fluido estacionario, coinciden las trayectorias y líneas de corriente. Las líneas de corriente en un flujo estacionario no cambian con el tiempo ya que cada partícula sigue la misma trayectoria precedente. El dibujo de las líneas de corriente es un método muy conveniente de visualizar el movimiento del aire. Por cada punto solo pasa una línea de corriente. En ningún punto de la línea de corriente hay flujo a través de ella. En flujo estacionario las partículas no pueden atravesar una línea de corriente. Una línea de corriente se puede sustituir por una pared sólida sin que se modifique el flujo.

Un tubo de corriente es una superficie imaginaria formada por las líneas de corriente que pasan por el contorno de una superficie cerrada. [52]

### 3.3 Operación

El modo de operar el Túnel de viento AF100, es el siguiente. Primeramente se tiene que tener en cuenta que esté conectado a una fuente de poder. En este caso una de 5 hilos (1 de tierra, neutro y el trifásico).

Después se tienen que montar los dos tubos pitot en la sección de trabajo y conectar las mangueras a los manómetros correspondientes del marco principal. Se cuenta con un pitot digital el cual se puede montar según la exigencia de la práctica o cuando se desee medir las fuerzas de empuje y arrastre. Estos pitots se deben de poner a diferentes alturas, esto es para provocar la diferencia de presiones. Ya sea corrientes arriba, corrientes abajo o en un punto intermedio.

Seguido de esto, se girará la perilla de alimentación a la derecha, esto es para alimentar el túnel. Se presionará el botón verde de inicio (Start), lo cual activará el túnel y empezará a trabajar. Después se ajustará la velocidad con la perilla negra (speed) a la velocidad que sea requerida o a la cual se quieran probar los modelos.

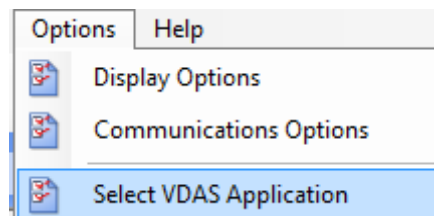
De no estarlo, se tendrá que conectar el túnel con la computadora. Para esto se identificará en el Hub Board del Versatile Data Acquisition System del marco principal, el puerto USB. Conectar este puesto con algún puerto USB de la computadora.

Para la obtención de datos se tendrá como apoyo el Software VDAS (Figura 3.5), el cual está instalado en la computadora correspondiente al AF100. Se presionará el icono del programa ubicado en el escritorio de la computadora. [50]



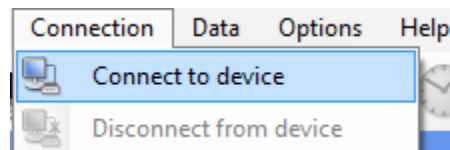
**Figura 3.5** Software VDAS

Verifíquese que el Software esté configurado para trabajar con un AF100. Para esto se irá a la opción de Opciones (Options), seguido de Seleccionar la aplicación VDAS (Select VDAS Application) y elegir el AF100 Subsonic Wind túnel (Figura 3.6). [50]



**Figura 3.6** Selección del Túnel de viento

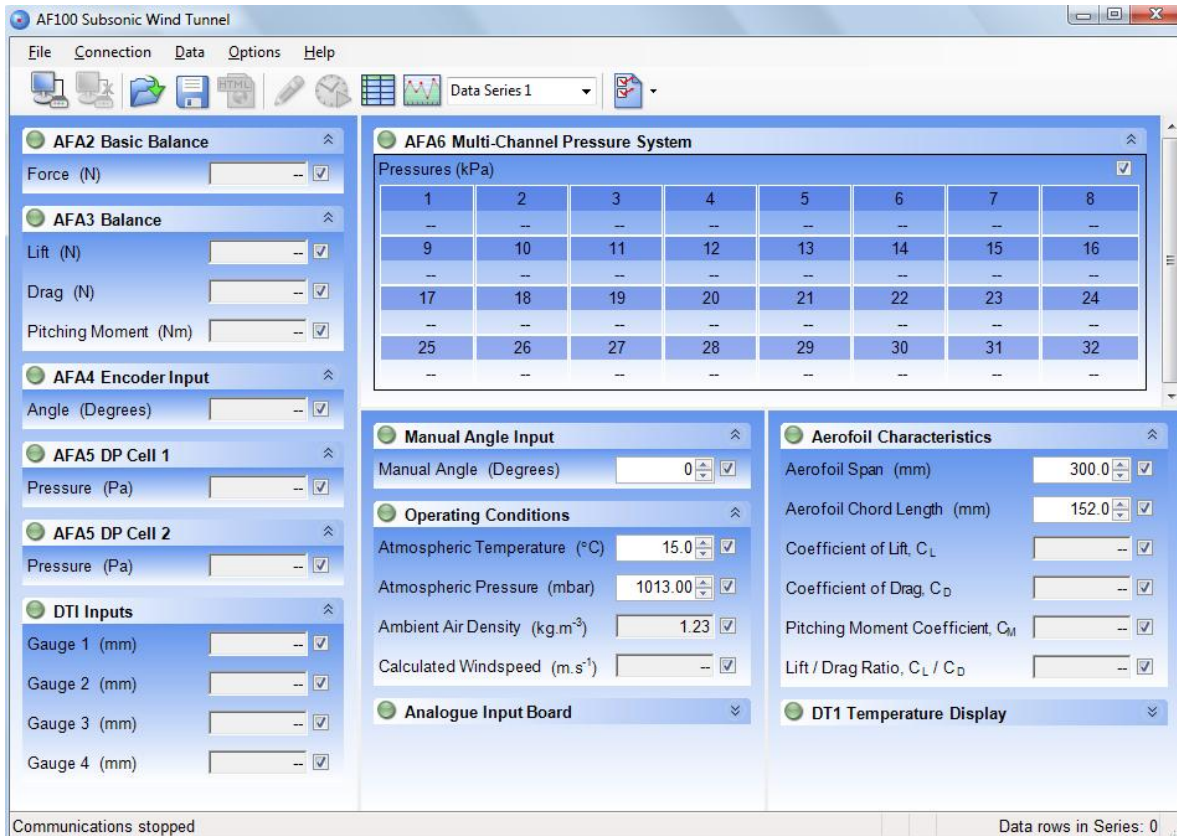
Cuando se posicione en la pantalla principal del Software se presionará la opción de Conexión (Connection) y después en la opción de Conectar con el dispositivo (Connect to Device). Esto es para conectar el túnel de viento con el programa de adquisición de datos. (Figura 3.7) [50]



**Figura 3.7** Conexión Software-AF100

Realizando esto ya se tendrá conexión entre el Túnel y la computadora con lo cual vamos a poder adquirir los datos que deseamos tales como las presiones en diferentes puntos (Pressures), el ángulo de ataque (Manual Angle Degree), la fuerza de arrastre y sustentación (Lift, Drag).

Se necesitará que el usuario ingrese una serie de datos, por ejemplo las condiciones de operación (Temperatura, Presión, Densidad del aire), con estos datos el software hará el cálculo de la velocidad a la cual está operando el aire dentro de la sección de trabajo. Es necesario también ingresar las características de el modelo que se este poniendo a prueba, como la cuerda y lo ancho. Con estos datos el Software calculará el coeficiente de sustentación ( $C_L$ ), coeficiente de arrastre ( $C_D$ ) y la relación de éstos. (Figura 3.8) [50]



**Figura 3.8** Pantalla Principal de adquisición de datos de VDAS

Si se piensa trabajar con la ayuda del humidificador, primeramente al encenderlo se tiene que esperar hasta que se llene la manguera de aceite. (El modo de operación del humidificador se explica en la parte 3.1.4.3). Cuando se deje de trabajar con el

humidificador, se dejará gotear de 2 a 3 minutos, después se baja el voltaje, se apaga la bomba y el deliver. [50]

### **3.4 Experimentación**

La etapa de experimentación se basa en la construcción de perfiles alares los cuales se puedan probar dentro de los túneles de viento.

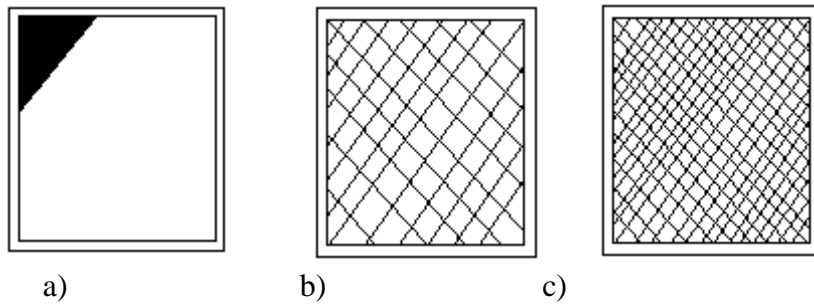
Primeramente se tiene que tener el diseño del modelo a probar, para lo que se utilizará un software de dibujo (CAD, CAM, CAE), en este caso trabajando con Solid Works, en el cual se trazará el plano del modelo, con sus medidas correspondientes. Éste archivo se guardará como una extensión STL para que sea compatible con el software de la impresora.

Teniendo esto, se exporta el archivo STL al software “Catalyst X”. Este software es con el que trabaja la impresora “UPrint Plus” by Dimension.

Este software es muy “amigable”, debido a que es fácil de manejar y de trabajar. Al importar el archivo STL a nuestro programa Catalyst X, primeramente tenemos que verificar que las unidades con las que trabajamos en el software de dibujo (en este caso Solid Works) sean correspondientes con las que se están trabajando en Catalyst, esto es para que no haya una mala escala en nuestro modelo.

En la pestaña General, podemos modificar las propiedades de nuestra pieza. Nuestro programa trabaja con 2 tipos de espesores de capas, 0.25mm o 0.33mm. Esto se va a seleccionar dependiendo del uso que le vayamos a dar a la pieza, o también dependiendo de que tanta cantidad de material queramos usar. Si queremos usar menos material y el uso de la pieza va ser para fines no tan exactos se recomienda trabajar con la capa de 0.33mm., pero si se quiere una construcción fina y para fines de precisión se recomienda trabajar con la capa de 0.25mm. [54]

En esta misma pestaña se tiene la opción de “Interior de Modelado”, en la que nos va a dar a seleccionar 3 tipos de interiores. El Primero es un modelado sólido (Figura 3.9 (a)), el cual nos indica que va ir llenando capa por capa sin dejar mucho espacio entre éstas. [54]



**Figura 3.9** Ejemplos de tipo de modelado a) sólido. b) baja densidad. c) alta densidad.

El siguiente modelado es el de baja densidad (Figura 3.9 (b)), el cual hace una especie de mallado, pero con un espaciado relativamente grande, del cual viene su nombre baja densidad. [54]

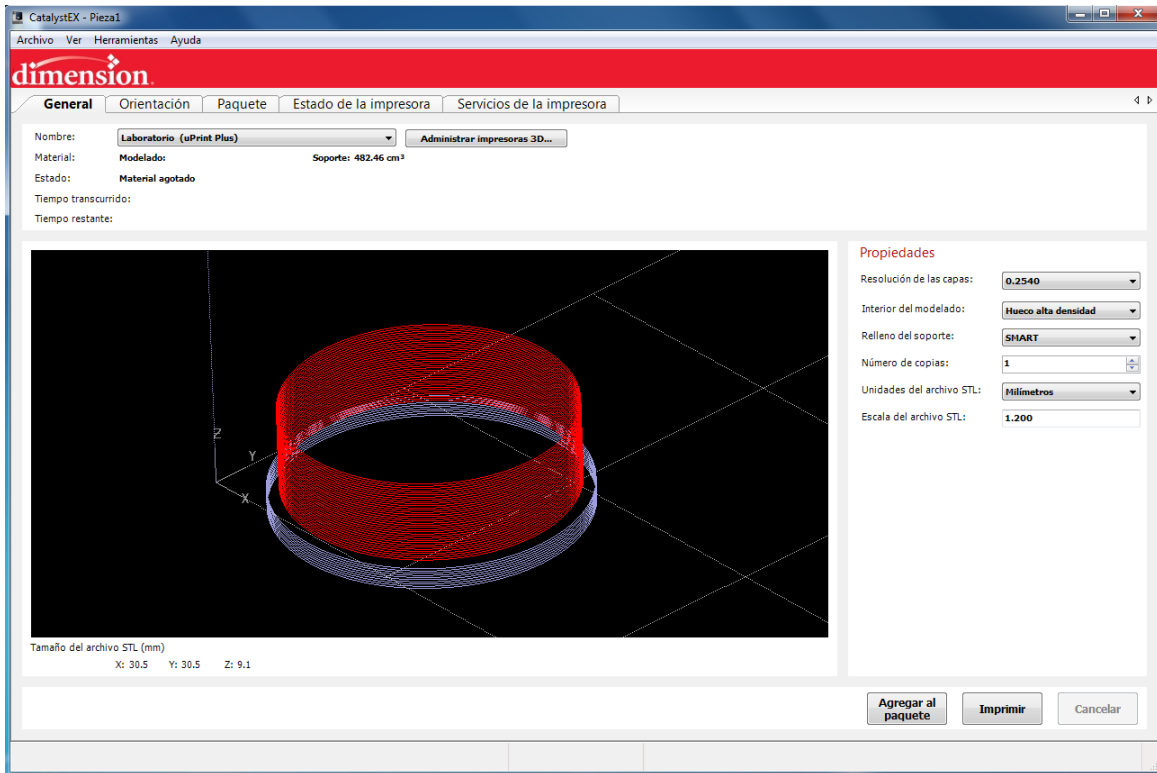
Por último se cuenta con la opción de modelado de alta densidad (Figura 3.9 (c)), el cual es parecido al de baja densidad, solamente que con menor espaciado entre las capas, del cual viene su nombre, alta densidad. [54]

En cuestión de costo, el que tiene menor costo es el de baja densidad, así como también tiene menor resistencia. Le sigue el de alta densidad y finalmente el sólido. [54]

Otra opción que nos muestra la pestaña General (Figura 3.10), es el de relleno de soporte, el cual el material de soporte es el material el cual le va a dar resistencia a nuestro molde a la hora de la fabricación. Se recomienda que se elija la de SMART, ya que esta opción optimiza tiempos y consumos. Cuando se trabaja con bajos espesores se recomienda la opción de un soporte envolvente, ya que asegura que los materiales no salgan vibrados. Esta opción recubre a todo la pieza del material de soporte para darle mayor resistencia.

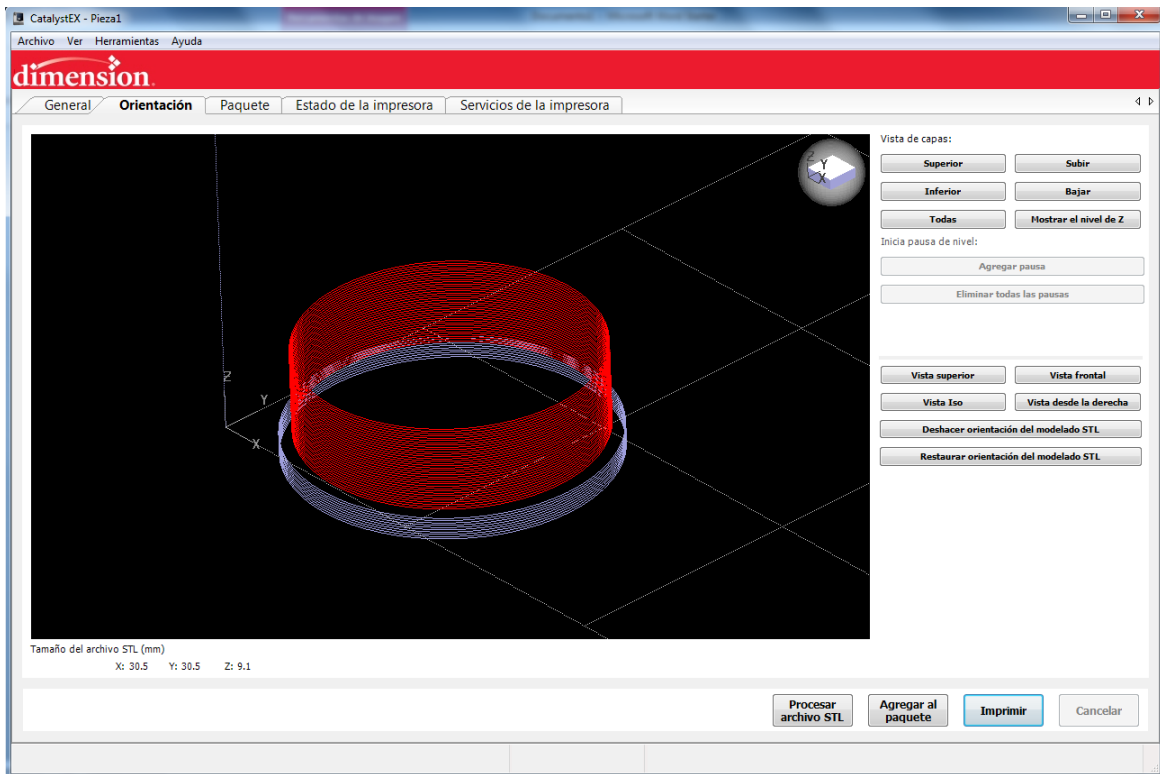
Otras opciones son la de número de copias, dependiendo de que tantas piezas queramos manufacturar en una sola impresión. Las unidades que se van a manejar ya sean

milímetros o pulgadas. Por último si queremos escalar nuestra pieza, en la opción de escala podemos darle las medidas que deseemos. [54]



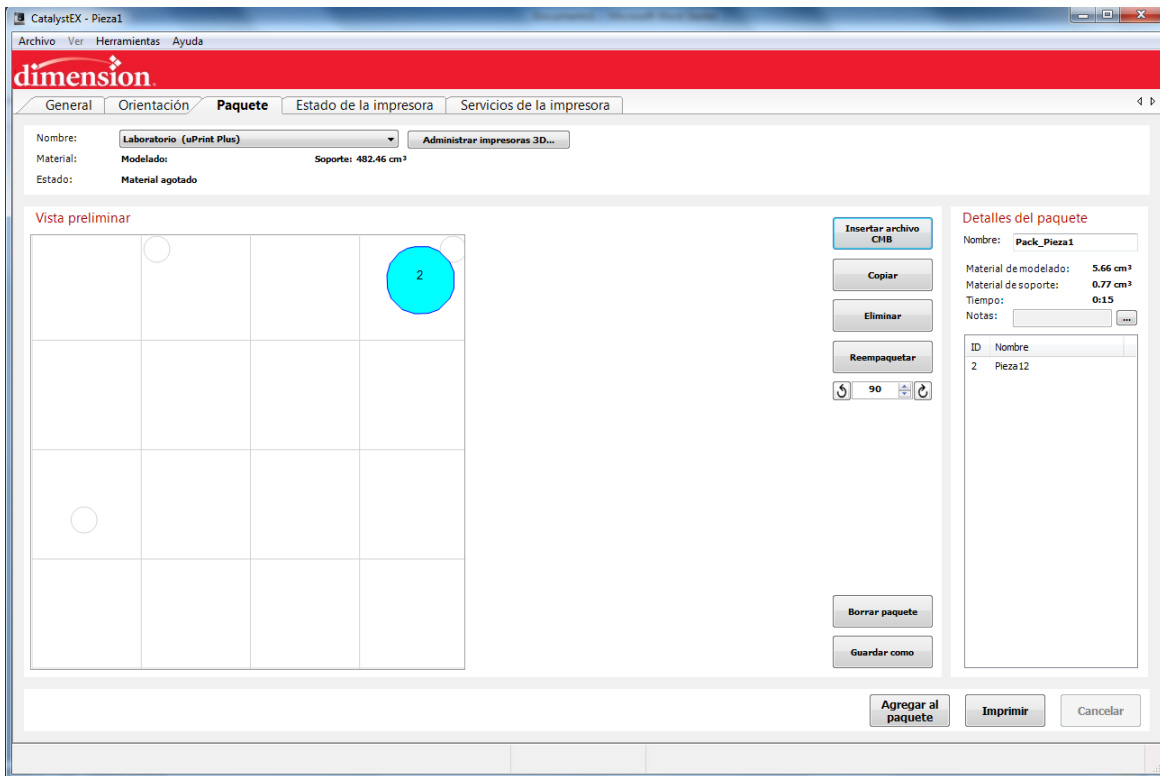
**Figura 3.10** Pestaña General de Catalyst X.

Pasando a otra pestaña, tenemos la de Orientación (Figura 3.11). Esta opción nos sirve para decir sobre que superficie vamos a construir nuestro modelo. Aquí podemos girar nuestra pieza en los ejes X, Y y Z, a los grados que nosotros escojamos y en la superficie que sea de nuestra preferencia. Teniendo situada la pieza en la posición que sea de nuestra preferencia se oprime la opción de “Procesar archivo STL”, en donde la máquina escribe el programa de corte, lo separa en capas. Para finalizar vamos a generar un archivo CMB con la opción “Agregar al paquete”, en donde nos va a generar el archivo listo para la impresión. [54]



**Figura 3.11** Pestaña Orientación de Catalyst X.

Realizados los pasos anteriores, se pasa a la pestaña Paquete (Figura 3.12). Aquí nos mostrará nuestra base de impresión con la medida real de nuestro modelo. Esta opción nos sirve para acomodar nuestras piezas de manera que podamos optimizar espacio y realizar más impresiones si es el caso que queremos realizar varias piezas a la vez. También se pueden hacer copias de nuestra pieza y esta opción nos irá mostrando cómo se van colocando en nuestra mesa de impresión. Una única restricción es que si mandamos imprimir varias piezas en una sola vez, todas estas piezas saldrán con un mismo espesor de capa. Por último, cuando ya tengamos todo establecido, se oprime la opción de imprimir lo cual hará que nuestro archivo se mande a la impresora para su procesamiento. [54]



**Figura 3.12** Pestaña Paquete de Catalyst X.

Al empezar a trabajar con la impresora, primeramente tenemos que insertar las bases de moldeo. Antes de insertar nuestra base en la cámara de moldeo, se tiene que remover cualquier material que obstaculice los ejes de trabajo. Verificando lo anterior, se coloca la base en la plataforma Z alineando las cuatro pestañas en los orificios de la plataforma de metal. Se desliza la base hasta que encaje con el frente de la plataforma de metal, aquí se proseguirá a asegurar los dos ganchos azules en una posición horizontal.

Lo que prosigue ahora, es insertar los carretes del material de moldeo y de soporte de la impresora. Éste material se encuentra en los carretes los cuales contienen 30 pulgadas cúbicas de material. [54]

Para insertar los carretes se seguirán los siguientes pasos:

1. Remover la envoltura y buscar el fin del filamento del material.
2. Jalar el filamento fuera del carrete aproximadamente 30 cm.

3. Con unas pinzas se cortará el material dejando 6 mm fuera del carrete.
4. Presionar el botón de Cargar material, el cual estará parpadeando. En el panel primeramente mostrará Descargando y después se mandará la instrucción para insertar el carrete con el mensaje de Reemplazar ambos carretes.
5. Insertar los dos carretes (soporte y moldeo). El panel mostrará Listo para cargar.
6. Presionar la carga. El panel mostrará Cargando. Después que el material se carga, el panel mostrará Material cargado.
7. Ver la punta de extrusión para verificar si el material sale después de cargar. El panel mostrará ¿El material se purgó?
8. Presionar Si o No, o purgarlo de nuevo para estar seguro. [54]

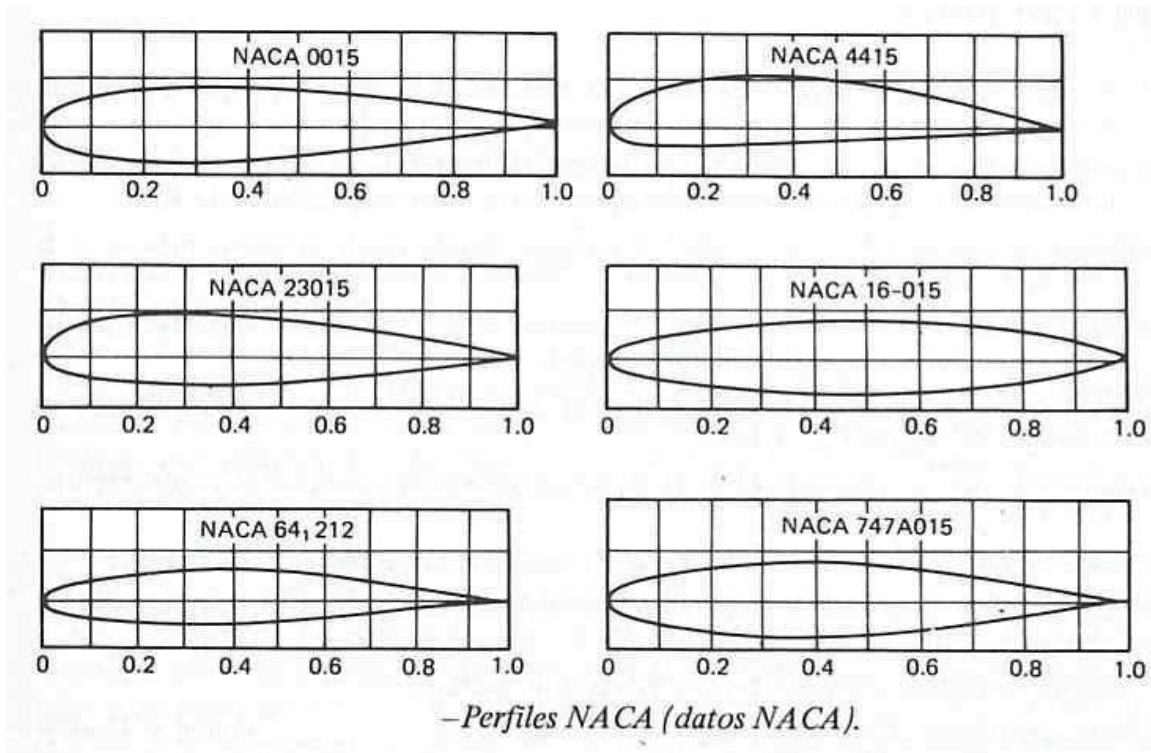
Nota: Cuando se cierran las tapas donde van ubicados los carretes, si el led rojo esta encendido permanentemente, esto indica que el material está cargado correctamente. Si el led rojo está parpadeando, esto indica que existe algún problema en los carretes. Las boquillas de inyección de material tienen una vida útil de 1500 horas. La temperatura de inyección de material es aproximadamente de 300°F

Una vez seguidos estos pasos, la impresora estará lista para su funcionamiento. Esto se debe de realizar antes de oprimir la opción de imprimir en el software Catalyst X. Una vez que se elige la opción la impresora empezará con la impresión del modelo sin ningún problema. [54]

### **3.4.1 Túnel de viento subsónico**

Con ayuda de la impresora en tres dimensiones, se moldearan perfiles alares de plástico ABS los cuales podrán ser introducidos en el túnel de viento subsónico para sus pruebas correspondientes.

Primeramente se elegirá el perfil con el que se quiera trabajar para hacer las pruebas, en lo que nos basaremos en los perfiles NACA (Figura 3.13), los cuales están estandarizados.



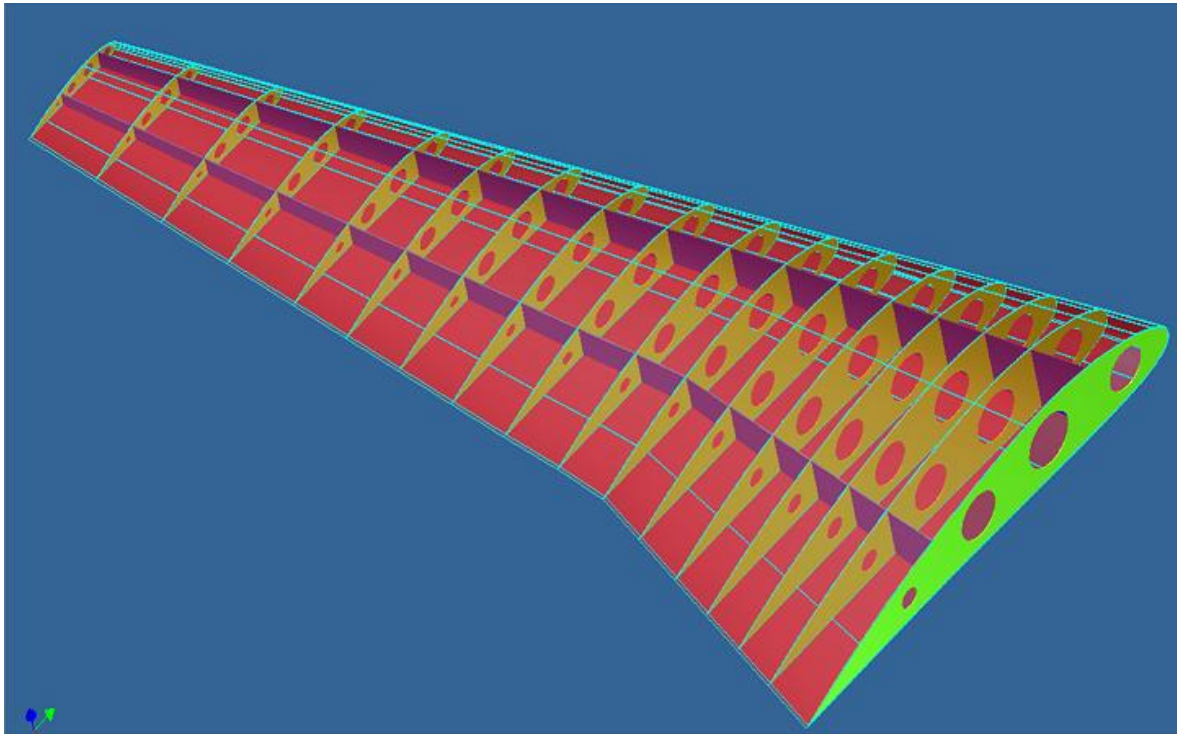
**Figura 3.13** Algunos perfiles NACA

Con apoyo del programa DesignFOIL Workshop (Figura 3.14), el cual contiene todos los perfiles NACA, se podrá elegir el perfil de preferencia, e incluso se pueden modificar sus parámetros para crear nuevos perfiles. Una vez elegido el perfil con sus modificaciones correspondientes se pasará a exportar el dibujo en dos dimensiones a un software de trabajo en este caso Solid Works (Figura 3.15), con el cual se formará el perfil en tres dimensiones.

Una vez ya teniendo nuestro perfil bien dimensionado en sus tres dimensiones se moldeará, con lo que el resultado final será un perfil alar NACA el cual se insertará en la sección de trabajo del túnel de viento subsónico. Una vez que se tenga en la sección de trabajo, con ayuda de los instrumentos del túnel de viento se podrán conocer los coeficientes de arrastre, coeficiente de sustentación, así como sus respectivas fuerzas, el ángulo de ataque, entre otras variables, las cuales nos ofrece el software del túnel VDAS.



**Figura 3.14** DesignFOIL Workshop



**Figura 3.15** Perfil NACA 4412

### 3.4.2 Modelo a escala NACA 4412

El análisis dimensional es el proceso mediante el cual se examinan las dimensiones de las ecuaciones y de los fenómenos físicos para tener una nueva visión de sus soluciones. Este análisis permite simplificar en gran medida la solución de problemas y para problemas en los que las ecuaciones de movimiento no se pueden resolver, establece las reglas para diseñar pruebas en modelos, que ayuden a reducir en forma significativa el nivel de esfuerzo experimental.

El objetivo principal del análisis dimensional en mecánica de fluidos es identificar los parámetros adimensionales importantes que describan el flujo. En consecuencia, se tienen diversos parámetros adimensionales, cada uno con su propia interpretación física.

Algunas de las razones por las cuales los parámetros adimensionales son muy comunes son los siguientes:

1. El análisis dimensional conduce a grupos de variables. Un problema donde la variable de salida, como la fuerza de sustentaciones, que determina un grupo de  $(N-1)$  variables de entrada (por ejemplo, longitud, velocidad, frecuencia, humedad, rugosidad), en general se expresa en términos de un total de  $(N-3)$  grupos adimensionales (por ejemplo, coeficiente de sustentación, número de Reynolds, número de Mach).
2. Cuando en un flujo de aire se prueba el modelo de un objeto a escala, como un aeroplano, el análisis dimensional provee la guía para escalar los resultados del modelo de prueba a la escala real. En otras palabras, el análisis dimensional establece las reglas con las que en modelos de prueba es posible alcanzar la semejanza total.
3. Los parámetros adimensionales son más convenientes que los parámetros dimensionales, ya que son independientes de los sistemas de unidades. En ingeniería, en ocasiones se usan ecuaciones dimensionales, las cuales causan confusión, errores y desperdicio de esfuerzo. Las ecuaciones dimensionales dependen del uso de las unidades que requiera cada una de las variables o la respuesta será incorrecta.
4. Las ecuaciones y la presentación de datos adimensionales son más atractivas que sus contrapartes dimensionales. Las soluciones en ingeniería deben ser prácticas, pero siempre son más atractivas cuando despliegan un sentido de elegancia o estilo. [4]

En muchos casos es útil probar modelos a escala de vehículos reales. Para diseñar un nuevo avión, por ejemplo, son necesarias muchas horas de pruebas en túneles de viento para probar modelos a escala de varias formas de alas y fuselaje.

Los modelos a escala se emplean para ahorrar recursos, ya que es mucho más barato construir una serie de modelos que una serie de aviones a escala real, las pruebas en modelos pueden servir para desarrollar leyes de escalamiento. Las leyes de escalamiento son necesarias para predecir los resultados a escala real a partir de pruebas en modelos. Sin embargo, no siempre es posible probar un modelo a escala de modo que las condiciones de flujo sean exactamente similares a las que se experimentan en el vehículo a escala real. En este caso, con frecuencia se usan modelos de diferentes tamaños para obtener información de cómo extrapolar los resultados a la escala real. [4]

Un modelo a escala dará resultados correctos sólo si el flujo es semejante al prototipo de escala real. Existen tres niveles de semejanza que se deben satisfacer antes de afirmar que un modelo es completamente semejante, los cuales se definirán a continuación. [4]

### **Semejanza geométrica**

El modelo debe tener la misma forma que el prototipo, es decir, debe ser geoméricamente semejante. Esto requiere que las longitudes homólogas estén correlacionadas por una razón constante. Un modelo de un perfil alar será geoméricamente semejante al modelo a escala real si:

$$(\text{Longitud})_m / (\text{Longitud})_p = (\text{Ancho})_m / (\text{Ancho})_p = (\text{Altura})_m / (\text{Altura})_p = \text{cte } a \quad (3.4)$$

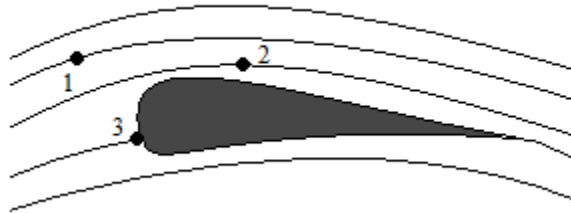
Donde los subíndices m y p denotan modelo y prototipo, respectivamente. [4]

### **Semejanza cinemática**

Un campo de flujo es cinemáticamente semejante si, en puntos homólogos del flujo las velocidades (en tiempos homólogos) están a razón constante. Por ejemplo, el flujo sobre

un modelo de cuerpo aerodinámico (Figura 3.16), será cinemáticamente semejante al cuerpo aerodinámico a escala real si: [4]

$$V_{1m} / V_{1p} = V_{2m} / V_{2p} = V_{3m} / V_{3p} = \text{cte. } b \quad (3.5)$$



**Figura 3.16** Puntos homólogos en un perfil alar.

### Semejanza dinámica

Para la semejanza dinámica, las fuerzas homólogas deben estar a razón constante. Por ejemplo, las fuerzas que actúan sobre un elemento de fluido son las que producen la presión, esfuerzos viscosos, gravedad e inercia. Así:

$$(\text{Fuerza debida a la presión})_m / (\text{Fuerza debida a la presión})_p = \text{cte. } c \quad (3.6)$$

$$(\text{Fuerza de inercia})_m / (\text{Fuerza de inercia})_p = \text{cte. } c \quad (3.7)$$

Para hacer el flujo en el modelo semejante al flujo en el prototipo, ciertos parámetros adimensionales necesitan ser iguales en ambos casos. Para la semejanza geométrica se requiere [4]:

$$(\text{Longitud})_m / (\text{Longitud})_p = (\text{Ancho})_m / (\text{Ancho})_p = \text{cte. } a \quad (3.8)$$

Se puede escribir con cantidades del modelo en un lado y con cantidades del prototipo en el otro, así que, con  $l$  = longitud y  $w$  = ancho:

$$(l / w)_m = (l / w)_p \quad (3.9)$$

Para semejanza dinámica:

$$(\text{Fuerza de inercia})_m / (\text{Fuerza de inercia})_p = \text{cte. } c \quad (3.10)$$

$$(\text{Fuerza debida a la fricción})_m / (\text{Fuerza debida a la fricción})_p = \text{constante } c \quad (3.11)$$

Por ejemplo:

$$(\text{Fi} / \text{Fv})_m = (\text{Fi} / \text{Fv})_p \quad (3.12)$$

Estas razones se conocen como grupos adimensionales. Las ecuaciones 3.11 y 3.12 indican que para que dos flujos sean dinámicamente semejantes, los grupos adimensionales de entrada deben tener el mismo valor en ambos. [4]

Esta regla sencilla es la más importante para el modelado de flujos, ya que en general el interés se centra en la semejanza de las fuerzas y la dinámica.

Muchos de estos parámetros adimensionales se conocen por su nombre, por ejemplo:

$$\text{Fi} / \text{Fv} = \text{Fuerza de inercia} / \text{Fuerza viscosa} = \text{Número de Reynolds} = \text{Re} \quad (3.13)$$

$$\text{Fuerza de inercia} / \text{Fuerza gravitatoria} = \text{Número de Fraude} = F \quad (3.14)$$

$$\text{Fuerza debida a la presión} / \text{Fuerza de inercia} = \text{Coeficiente de presión} = C_p \quad (3.15)$$

$$\text{Fuerza de sustentación} / \text{Fuerza de inercia} = \text{Coeficiente de sustentación} = C_L \quad (3.16)$$

$$\text{Fuerza de arrastre} / \text{Fuerza de inercia} = \text{Coeficiente de arrastre} = C_D \quad (3.17)$$

$$\text{Velocidad del flujo} / \text{Velocidad del sonido} = \text{Número de Mach} = \text{Ma} \quad [4] \quad (3.18)$$

### 3.4.2.1 Comportamiento de líneas de flujo

En lo que se refiere al túnel de viento Subsónico, se trabajará con un perfil NACA 4412 (Figura 3.17), con el cual se analizaran las diferentes fuerzas que le afectan a este perfil, así como el comportamiento de las líneas de flujo a través de la superficie del perfil a trabajar.

Se empezará definiendo lo que son las líneas de flujo: Representan la trayectoria de las partículas de un fluido. Cuando se aumenta la velocidad de las líneas de flujo y se entremezclan se vuelven turbulentas.

Esto es para saber el comportamiento de cómo el perfil alar corta al fluido, en este caso el aire alrededor del perfil. Dependiendo de cómo se corte al perfil, es como se van a comportar las líneas de flujo, para esto influye lo que llamamos ángulo de ataque. Las líneas de flujo nos muestran donde el perfil puede provocar remolinos (los cuales son indeseables en nuestro análisis), donde se presenta una mayor presión, una mayor velocidad así como sus contrapartes.

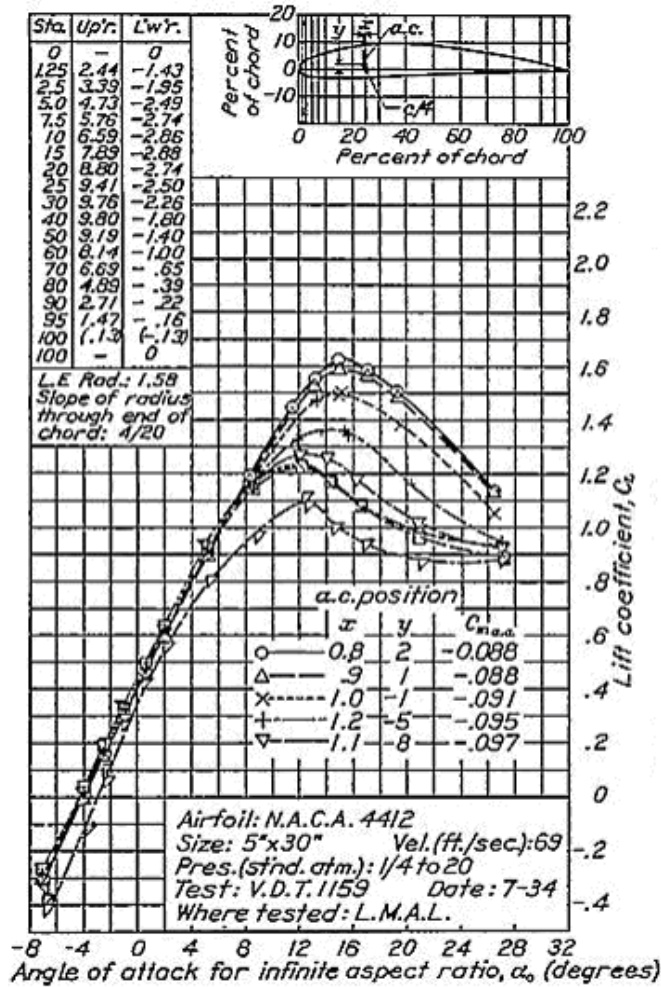
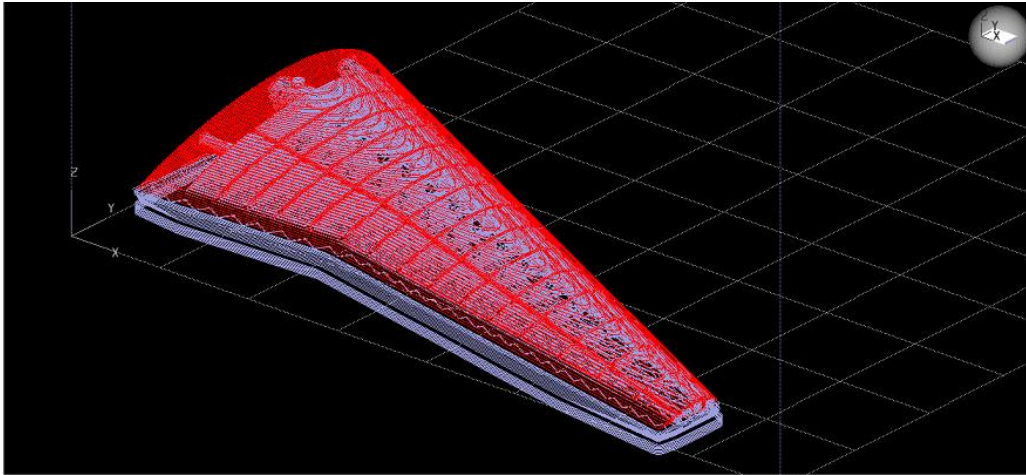
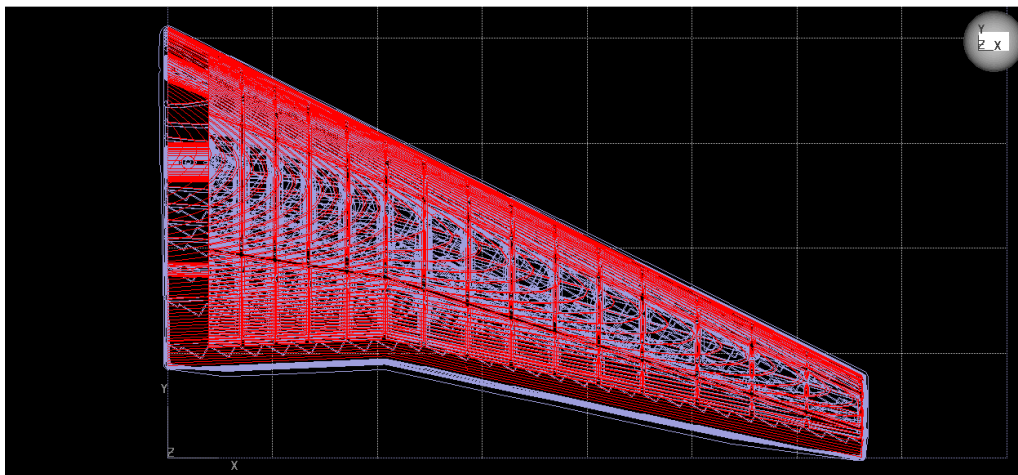


Figura 3.17 Parámetros del perfil NACA 4412

Sabiendo lo básico del comportamiento de las líneas de flujo, se prosigue a insertar nuestro perfil (NACA 4412) en el programa Catalyst X, para su construcción. Mediante Solid Works se construye toda la estructura del perfil, las costillas y la piel. Una vez exportado el archivo y ajustándolo correctamente para su construcción, queda como se muestra en las figuras 3.18, 3.19 y 3.20. [54]



**Figura 3.18** Vista isométrica perfil NACA 4412 en Catalyst X



**Figura 3.19** Vista superior perfil NACA 4412 en Catalyst X

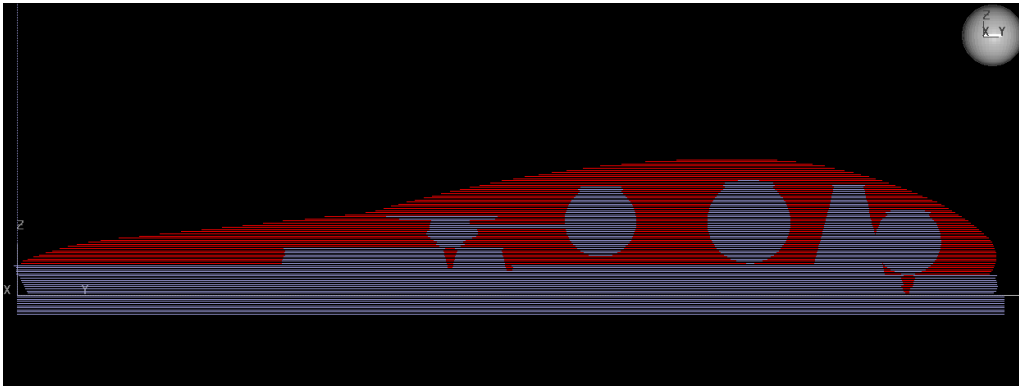


Figura 3.20 Vista Frontal perfil NACA 4412 en Catalyst X

Una vez realizada la construcción del perfil en la impresora 3D, se procede a insertar en la sección de trabajo del túnel de viento para observar como se comporta con las condiciones deseadas para el análisis, así como observar las líneas de flujo a través del perfil, con ayuda del humidificador.[50]

### 3.4.2.2 Ángulos de ataque y variación

La recolección de información se basa con ayuda del software VDAS ya mencionado anteriormente. En este caso en particular se apoyará en él para la obtención de los valores de las fuerzas de empuje y arrastre (Figura 3.21) que experimenten cada perfil al que sea sometido a prueba.

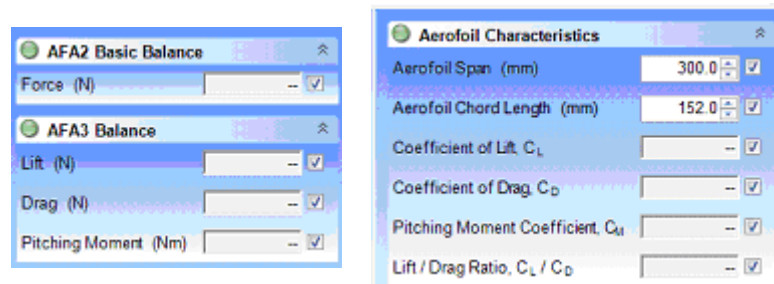


Figura 3.21 Ventanas de presentación de las fuerzas en el software VDAS

Los instrumentos con los que se cuentan para la recolección de información de las fuerzas son los siguientes:

### **AFA2 Balance Básico**

Es un balance básico con una célula de carga. Encaja en el lado de la sección de trabajo del túnel de viento y mide la fuerza de arrastre o de sustentación. También puede encajar por debajo de la sección de trabajo para medir la fuerza de arrastre en modelos de carros o similares a éstos. El balance contiene una pantalla que muestra la fuerza medida. Ésta fuerza también se puede visualizar en el software VDAS. [50]

### **AFA3 Balance de tres componentes**

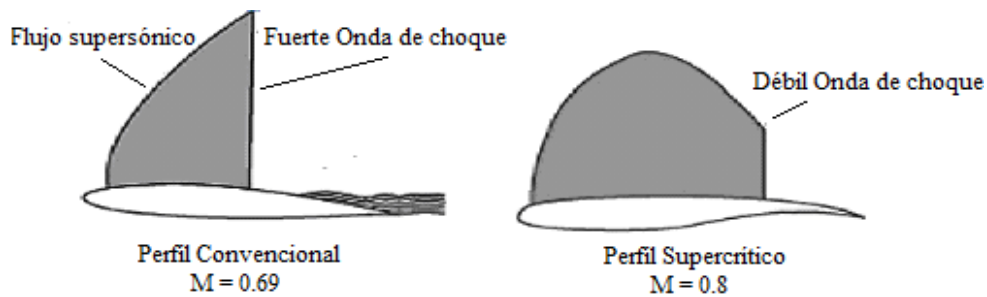
El balance se monta en el lado de la sección de trabajo y sujeta a los modelos con una barra de 12 mm. El modelo es sujetado por dentro de la sección de trabajo. El balance se conecta a una pantalla separada que mide las fuerzas aplicadas al modelo durante las pruebas. La pantalla puede estar conectada al VDAS. Es de tres componentes ya que puede medir la fuerza de arrastre (Newtons), la sustentación (Newtons) y el momento de lanzamiento (Newton metros). [50]

### **3.4.3 Modelo a escala Perfil Alar supercrítico (Airfoil Supercritical)**

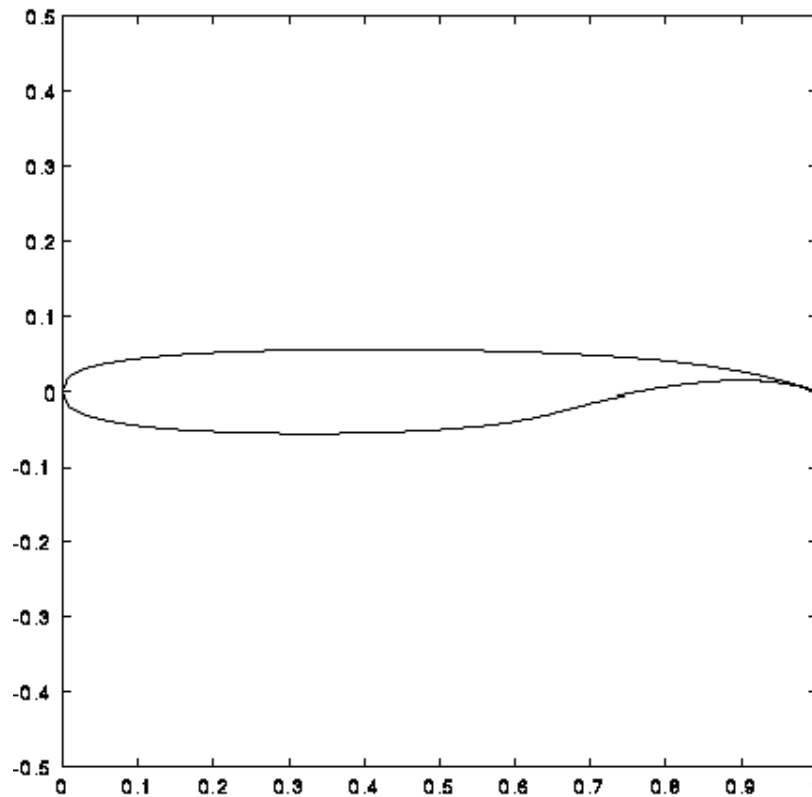
El gran inconveniente de los perfiles convencionales es que a altas velocidades de vuelo aparecen ondas de choque que incrementan notablemente el valor de la resistencia aerodinámica y disminuyen considerablemente la magnitud de la fuerza de la sustentación. Los diseñadores han optado por usar alas en forma de flecha regresiva, perfiles de espesor pequeño o una combinación de ambas para tratar de reducir los efectos adversos del vuelo a altas velocidades. Aún así, éste tipo de construcciones tenía el principal problema que el incremento en la velocidad de vuelo conseguida no era muy notorio (apenas se alcanzaban velocidades de MACH 0.75) además la resistencia por onda de choque crecía excesivamente y existían problemas de controlabilidad y eficiencia aerodinámica a éstas velocidades. Los primeros ingenieros que se toparon con éste problema empezaron a estudiar cómo se podía diseñar un ala que fuera eficiente a altas velocidades de vuelo y que se comportara de la manera más eficiente posible en vuelo abajas velocidades, especialmente en las maniobras de aterrizaje y despegue. En los principios de los años 1960, el científico de la NASA Richard T. Whitcomb, jefe del departamento de Aerodinámica Transónica, llegó al diseño del ala supercrítica. En comparación con un ala

convencional, el ala supercrítica es plana en el extradós y más redondeada en el intradós, una curvatura de borde de ataque mayor comparada con un perfil convencional y con una curva del extradós-intradós hacia abajo a medida que se acerca al borde de salida (Figura 3.23). [55]

Éste tipo de ala tiene la principal ventaja que reduce el efecto de las ondas de choque en el extradós y reduce considerablemente los efectos de la resistencia aerodinámica. Éste tipo de perfil permite el vuelo a velocidades cercanas a  $MACH = 1$  sin experimentar los problemas que tenían los perfiles convencionales (Figura 3.22). [55]



**Figura 3.22** Comparación de la onda de choque en perfiles convencionales y en perfiles supercríticos



**Figura 3.23** Perfil alar supercrítico

Como se puede apreciar en la Figura 3.22, la onda de choque en el perfil convencional crece de manera abrupta y tiene una forma más aguda, mientras que en el perfil supercrítico la onda de choque se va formando de manera progresiva y se extiende de manera continua sobre el perfil, reduciendo así los efectos nocivos adversos del incremento de la resistencia. Las principales ventajas de los perfiles supercríticos son:

1. Retrasan de forma muy notoria la aparición de ondas de choque debido a que ahora las partículas de aire no viajan tan rápidas por el extradós, al tener éste una forma más plana. Esto reduce la resistencia y permite el vuelo a altas velocidades.
2. Al retrasar los efectos de la aparición de la onda de choque, se requiere menor ángulo de flecha y se reducen los problemas asociados a éste tipo de configuración.
3. El mayor espesor de éste tipo de perfiles permite dar más puntos de anclaje en las uniones ala-fuselaje. Esto da mayor rigidez a la estructura, lo que permite que la aeronave pueda llevar más carga. Además, el mayor espesor permite incrementar la envergadura y superficie del ala.
4. Por otro lado, el hecho de tener menor ángulo de flecha y mayor superficie alar y envergadura proporciona mejores actuaciones en vuelo a bajas velocidades: se pueden usar menores velocidades de despegue y aterrizaje lo que permite la operación desde casi cualquier tipo de campo de vuelo. [55]

### **-Construcción del perfil Alar Supercrítico**

Si se cuenta con un software de modelado de perfiles NACA, se puede ingresar el número NACA del perfil supercrítico y éste automáticamente generará el contorno del perfil. De no ser así, lo que se hará es lo siguiente:

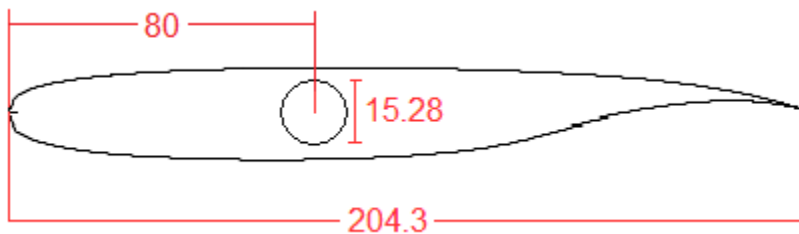
1. Basándose en la Figura 3.23, se obtienen el mayor número de coordenadas de los puntos del perfil, véase la tabla 3.1.

**Tabla 3.1** Medidas de X y Y del perfil alar Supercrítico

| X         | Y1       | Y2       |
|-----------|----------|----------|
| 0mm       | 0mm      | -        |
| 1,606mm   | 2,898mm  | -3,092mm |
| 3,565mm   | -4,426mm | -        |
| 4,116mm   | 4,465mm  | -        |
| 7,828mm   | 5,749mm  | -6,003mm |
| 12,052mm  | 6,627mm  | -6,882mm |
| 17,032mm  | 7,258mm  | -7,5mm   |
| 21,761mm  | 7,636mm  | -7,862mm |
| 28,901mm  | 8,173mm  | -8,393mm |
| 34,032mm  | 8,528mm  | -8,75mm  |
| 39,577mm  | 8,866mm  | -9,08mm  |
| 47,019mm  | 9,201mm  | -9,343mm |
| 51,294mm  | 9,313mm  | -9,369mm |
| 55,017mm  | 9,362mm  | -9,318mm |
| 63,848mm  | 9,348mm  | -9,049mm |
| 68,294mm  | 9,313mm  | -8,921mm |
| 73,023mm  | 9,278mm  | -8,825mm |
| 80,574mm  | 9,233mm  | -8,691mm |
| 84,794mm  | 9,201mm  | -8,547mm |
| 90,017mm  | 9,135mm  | -8,207mm |
| 96,693mm  | 8,99mm   | -7,41mm  |
| 101,794mm | 8,827mm  | -6,492mm |

| X         | Y1      | Y2       |
|-----------|---------|----------|
| 107,011mm | 8,613mm | -5,315mm |
| 113,837mm | 8,269mm | -3,602mm |
| 119mm     | 7,965mm | -2,35mm  |
| 123,322mm | 7,682mm | -1,408mm |
| 131,088mm | 7,086mm | .039mm   |
| 136mm     | 6,629mm | 0,841mm  |
| 140,96mm  | 6,079mm | 1,564mm  |
| 148,842mm | 4,959mm | 2,373mm  |
| 153mm     | 4,217mm | 2,511mm  |
| 157,069mm | 3,374mm | 2,376mm  |
| 164,624mm | 1,473mm | 1,303mm  |
| 169,5mm   | 0mm     | -        |

2. Se trazan esos puntos en un software de modelado CAD.
3. Se sigue a unir todos los puntos, con lo que se obtendrá el contorno del perfil alar.
4. Ya que se tiene el perfil, se procede a hacer 1 orificio, el cual se especifica en la Figura 3.24.

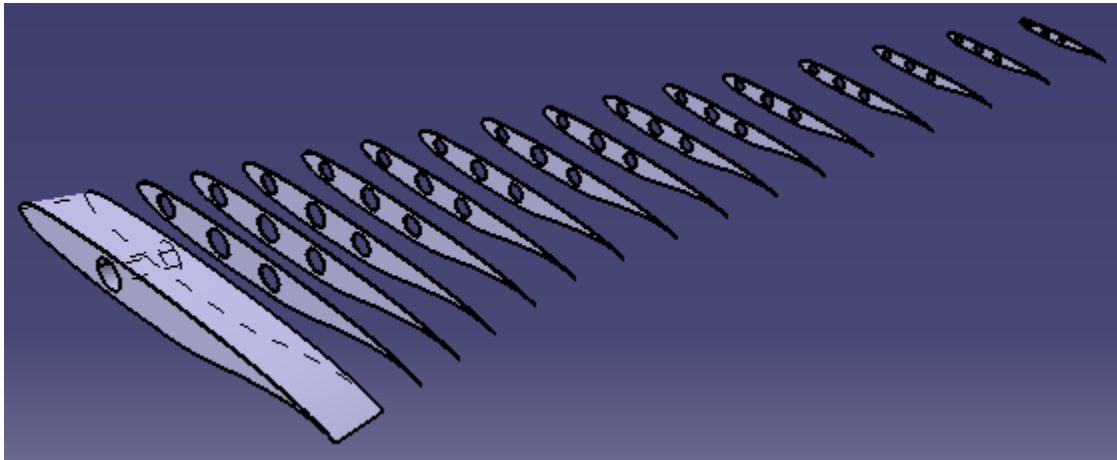


**Figura 3.24** Medidas en milímetros del orificio en el perfil alar supercrítico.

5. Ahora se prosigue a extruir el perfil 0.5 mm. Con lo que se tendrá la costilla terminada.
6. Teniendo la costilla principal de referencia, se va a copiar y se va a escalar en 16 nuevos planos. Para lo que se tiene que trazar un plano paralelo al plano en el que se encuentra la costilla principal. Se creará dicho plano basándose en las medidas de la figura 3.27. Una

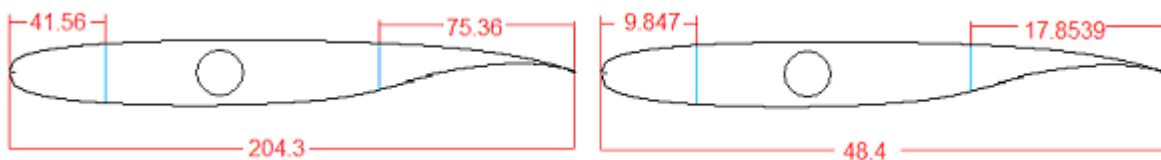
vez creado el plano, se copiará la costilla en este plano, pero escalándola a tal medida que la cuerda mida la segunda costilla de derecha a izquierda que indica la Figura 3.28.

7. Se repetirá el paso 6, pero con el plano que le sigue (De derecha a izquierda de la Figura 3.27), ajustando las cuerdas a las medidas de la Figura 3.28. El resultado de dichas operaciones se tendrá que asemejar a la Figura 3.25.

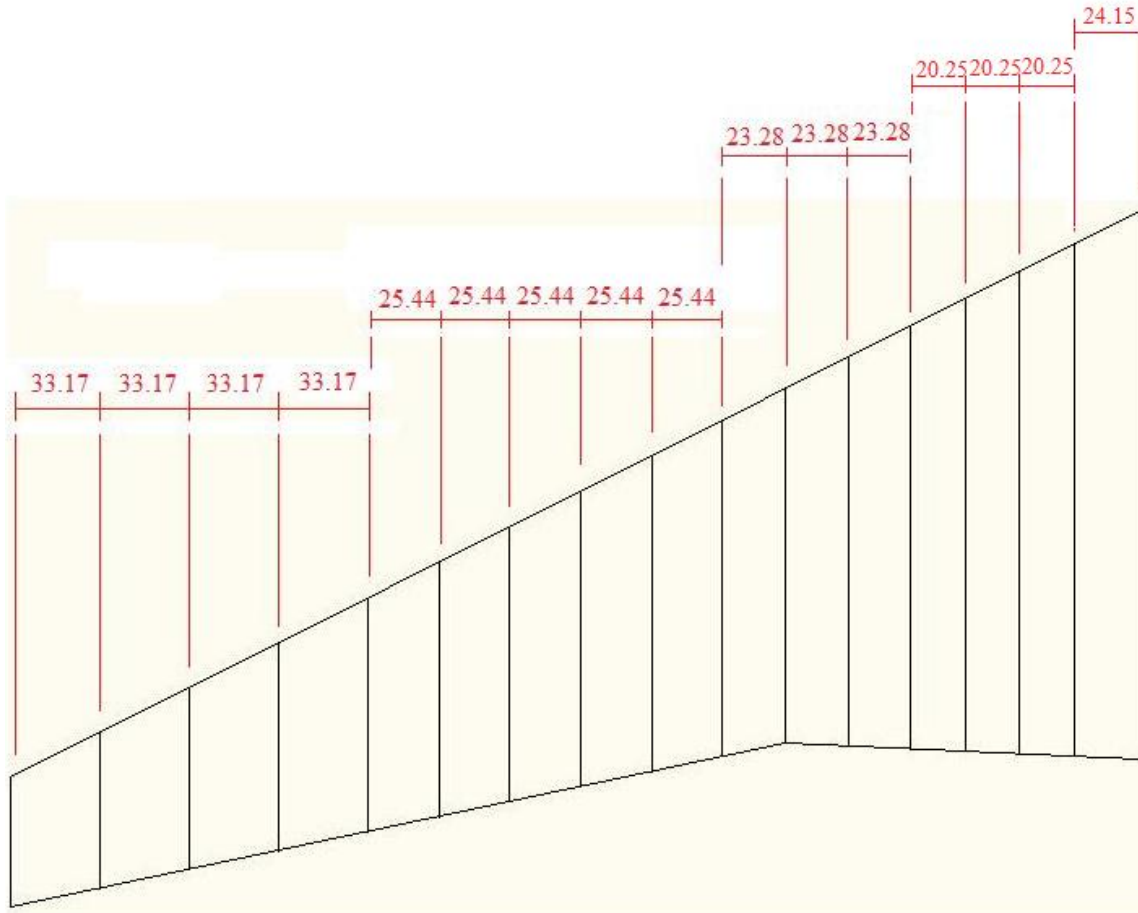


**Figura 3.25** Vista de la distribución de las costillas en un software CAD

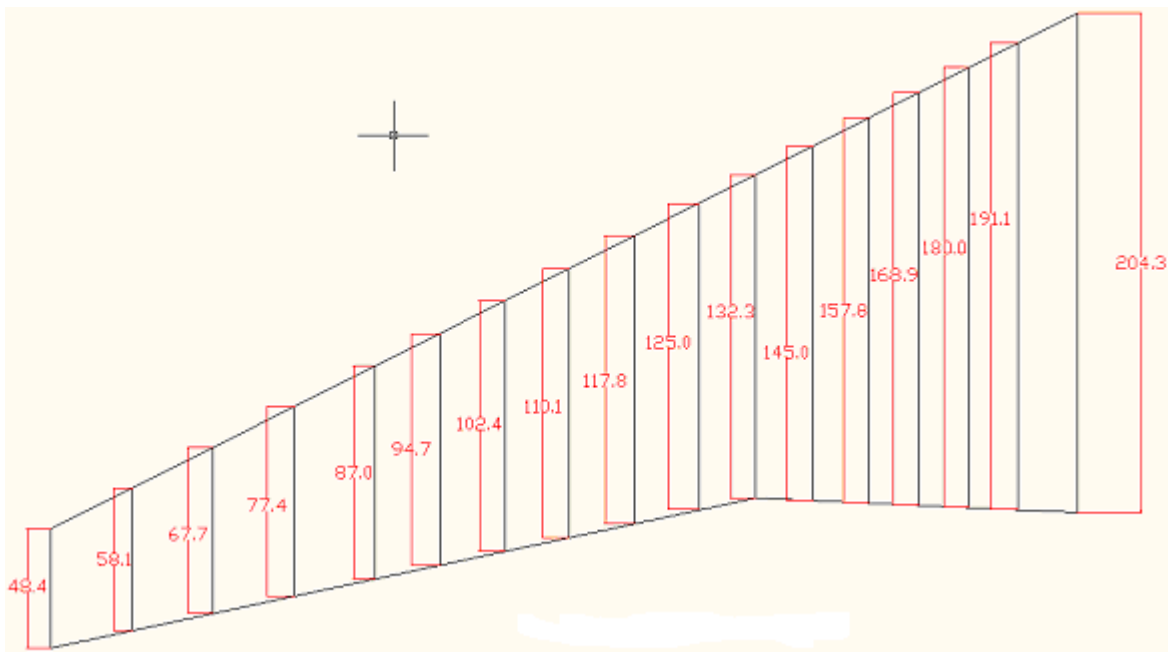
8. Una vez terminada las costillas se pasará a la construcción de las vigas o largueros del ala. Para esto se tomará como referencia la Figura 3.26. Se trazarán dos vigas, una que vaya desde la costilla con cuerda mayor a una distancia de 41.56mm, hasta 9.847mm de la costilla con cuerda menor, estas medidas tienen como referencia la punta del perfil. Una segunda viga se trazará desde una distancia de 75.36mm de la costilla mayor, hasta 17.8539mm de la costilla menor, estas medidas tienen como referencia la cola del perfil. Estas vigas tendrán un espesor de 0.5mm. El resultado se tendrá que ver como la Figura 3.29.



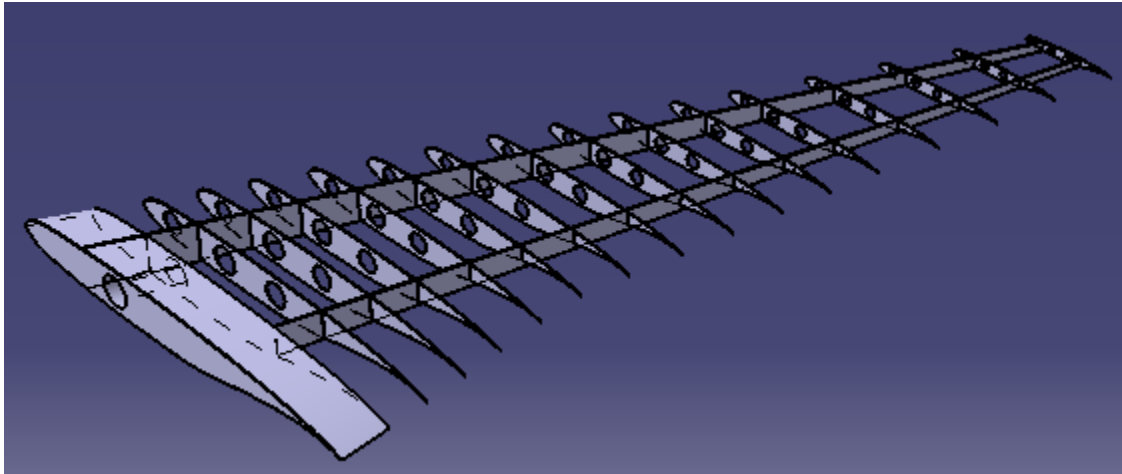
**Figura 3.26** Medidas en milímetros de la distribución de los largueros. El perfil de la izquierda es el perfil con cuerda mayor, y el perfil de la derecha es el perfil con cuerda menor.



**Figura 3.27** Distancias de separación de las costillas en milímetros del perfil alar supercrítico.

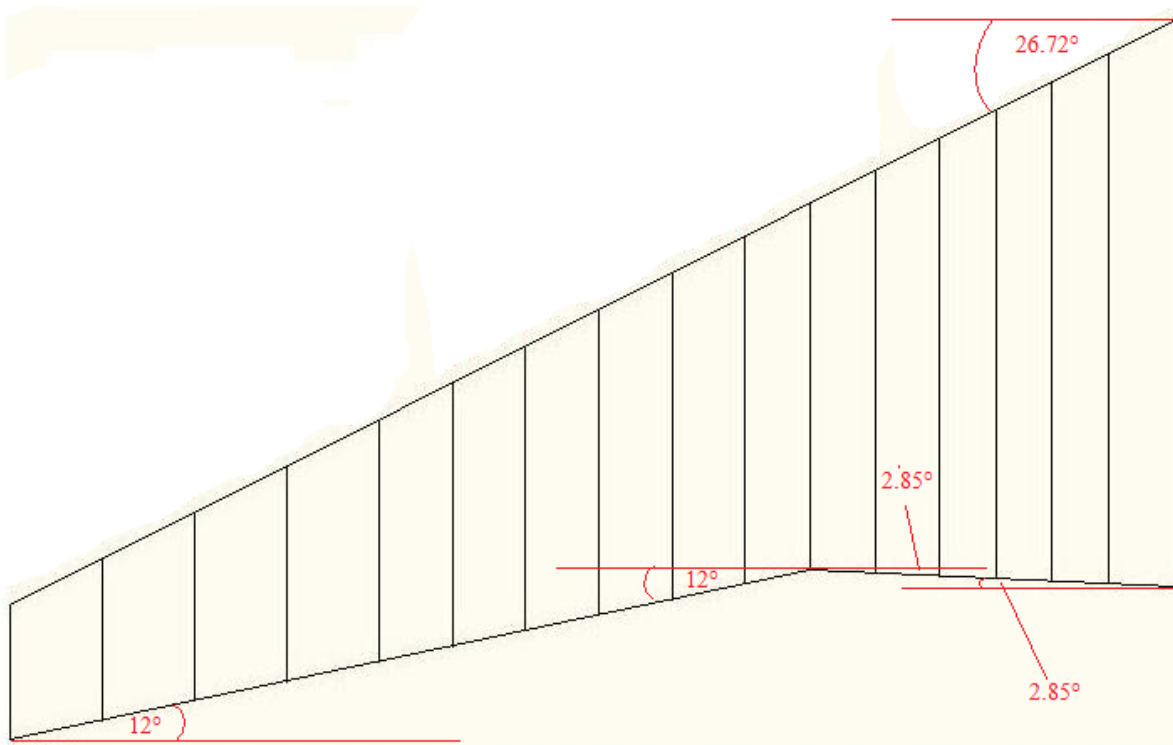


**Figura 3.28** Medidas de las longitudes de las cuerdas de las costillas en milímetros del perfil alar supercrítico

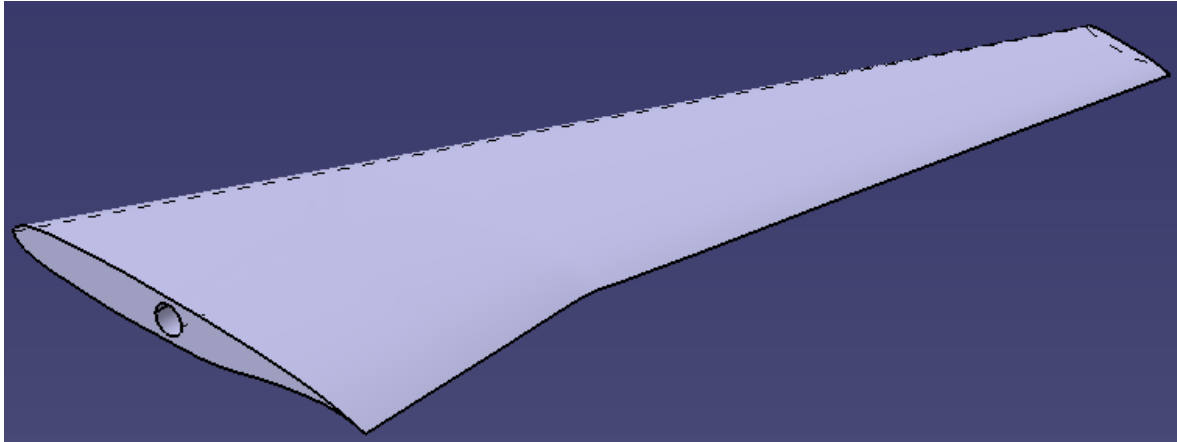


**Figura 3.29** Distribución de vigas y largueros en software CAD

9. El último paso es hacer la piel, para lo que se tendrá que hacer un barrido desde la costilla de mayor cuerda hasta la costilla de menor cuerda. Esta piel tendrá un espesor de 2 mm. Para esto se tiene que respetar los ángulos correspondientes del contorno del ala que se muestran en la Figura 3.30. El ala finalizada tiene que ser igual a la Figura 3.31.



**Figura 3.30** Ángulos del contorno del ala supercrítica



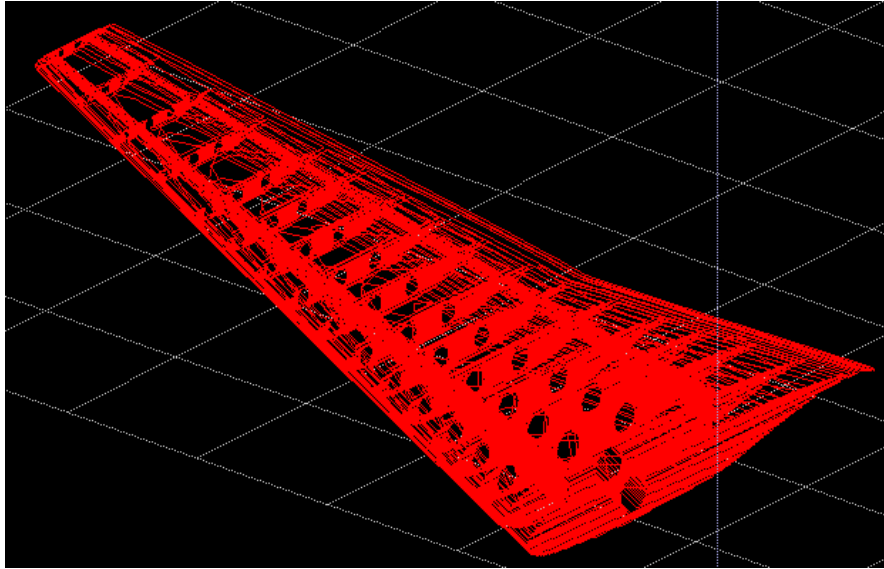
**Figura 3.31** Ala Supercrítica

Siguiendo los pasos anteriores, se introduce el archivo desde el software CAD con una extensión .STL al software de la impresora (Catalyst X).

En Catalyst se ingresaron los siguientes parámetros a la hora de la construcción del perfil. La resolución de las capas es de 0.254mm., el interior del modelado es sólido, relleno de soporte SMART y se ajustó a una escala de 0.4 de las medidas originales del perfil.

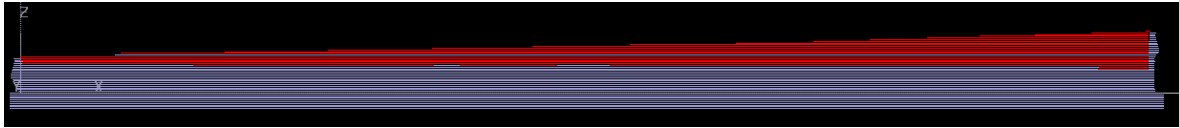
Las medidas totales del ala, son para el eje x (cuerda) es de 165.8mm., para y que es lo largo total es de 102.8mm., y para el eje z (altura) es de 9.0mm.

En la Figura 3.32 se muestra las líneas de trabajo que va a seguir la impresora a la hora de colocar el material de moldeo.

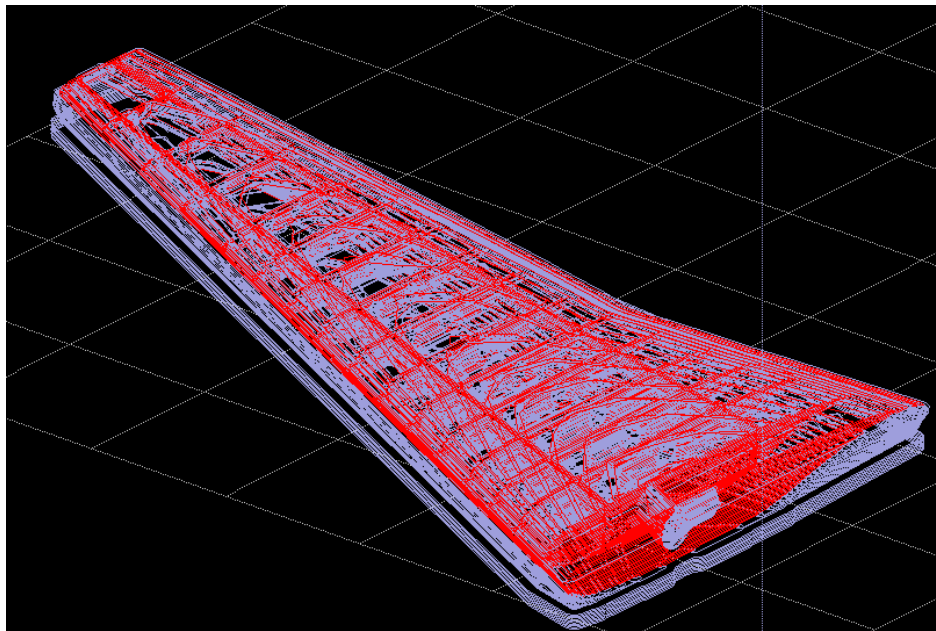


**Figura 3.32** Líneas de modelado del perfil supercrítico en Catalyst X.

En las figuras 3.33, 3.34 y 3.35 se muestran las diferentes tipos de vistas del ala en software de impresión.



**Figura 3.33** Vista frontal del ala supercrítica en Catalyst X.



**Figura 3.34** Vista isométrica del ala supercrítica en Catalyst X.

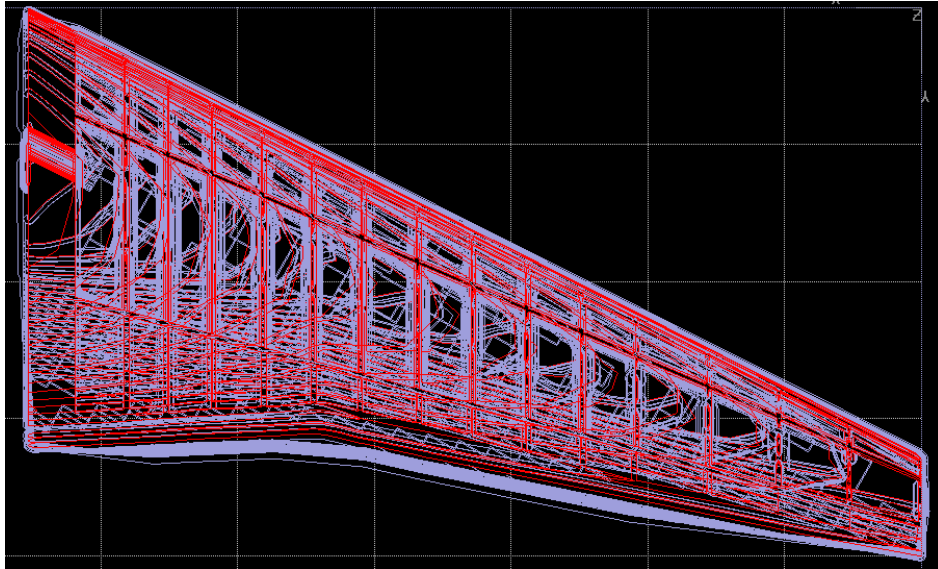


Figura 3.35 Vista superior del ala supercrítica en Catalyst X.

### Cálculo de la velocidad

Para calcular las velocidades a las diferentes presiones que se manejan a la hora de hacer las mediciones, solamente se tiene que la máxima velocidad del túnel de viento es de 36 m/s.

Así que en base al número de vueltas que da la manija de velocidades con respecto al diferencial de presión se obtuvo la tabla 3.2.

Tabla 3.2 Porcentaje de velocidad respecto al diferencial de presión.

| $\Delta P$<br>(mmH <sub>2</sub> O) | % de<br>Velocidad |
|------------------------------------|-------------------|
| 0                                  | 0                 |
| 6                                  | 16.5              |
| 12                                 | 33                |
| 22                                 | 49.5              |
| 39                                 | 66                |
| 59                                 | 82.5              |
| 82                                 | 100               |

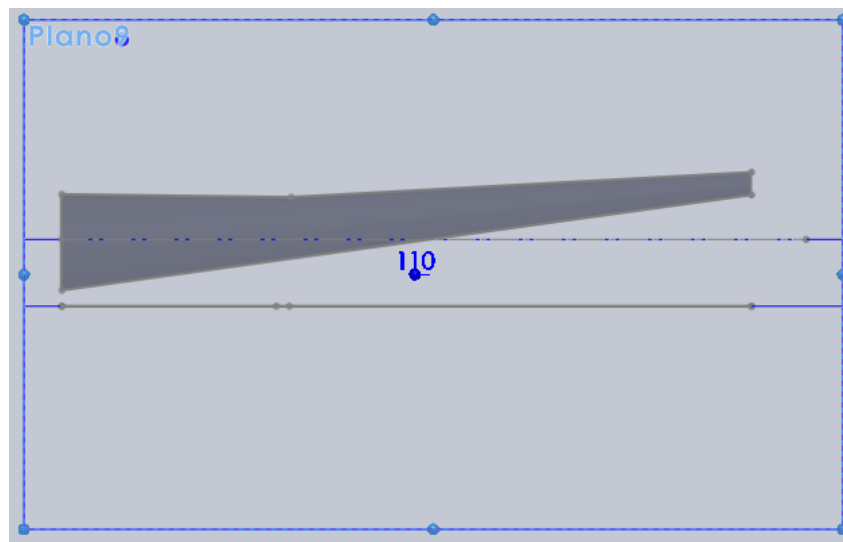
En base a la tabla 3.2, se obtuvo la tabla 3.3, la cual se interpolaron los valores para deducir los valores de velocidades correspondientes a los distintos diferenciales de presión que se manejaron para la obtención de datos.

**Tabla 3.3** Velocidades a los distintos diferenciales de presiones medidas.

| $\Delta P$<br>(mmH <sub>2</sub> O) | % de<br>Velocidad | Velocidad |       |
|------------------------------------|-------------------|-----------|-------|
|                                    |                   | (km/hr)   | (m/s) |
| 0                                  | 0.00              | 0.00      | 0.00  |
| 10                                 | 33.00             | 42.76     | 11.88 |
| 20                                 | 49.50             | 64.15     | 17.82 |
| 30                                 | 59.20             | 76.72     | 21.31 |
| 40                                 | 68.48             | 88.74     | 24.65 |
| 50                                 | 76.73             | 99.44     | 27.62 |
| 60                                 | 84.78             | 109.87    | 30.52 |
| 70                                 | 92.39             | 119.74    | 33.26 |
| 80                                 | 100.00            | 129.60    | 36.00 |

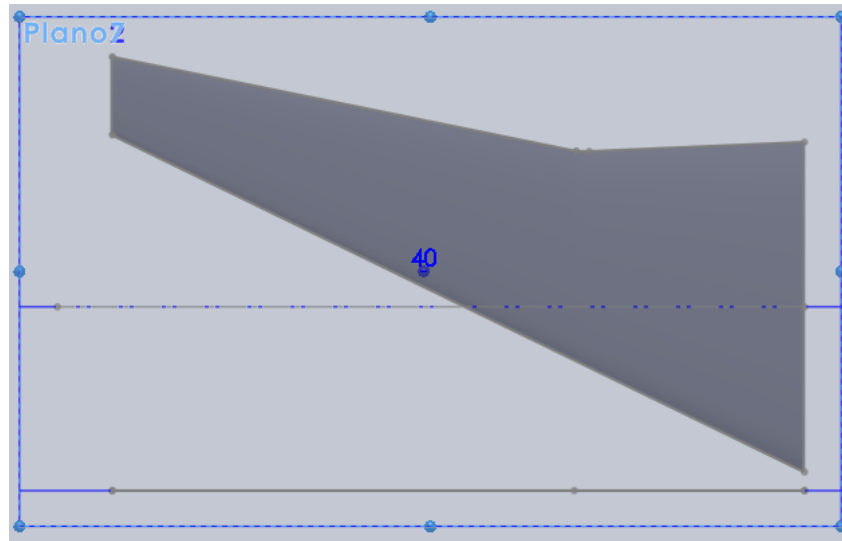
### 3.4.3.1 Ángulos de ataque y variación en un perfil alar supercrítico

Las fuerzas de sustentación y de arrastre involucran áreas en sus fórmulas. Estas áreas son proyectadas tanto en un plano horizontal como en uno vertical. El área proyectada de la fuerza de arrastre es la que el flujo de aire ve directamente, como si se montara un plano vertical enfrente del perfil, Figura 3.36.



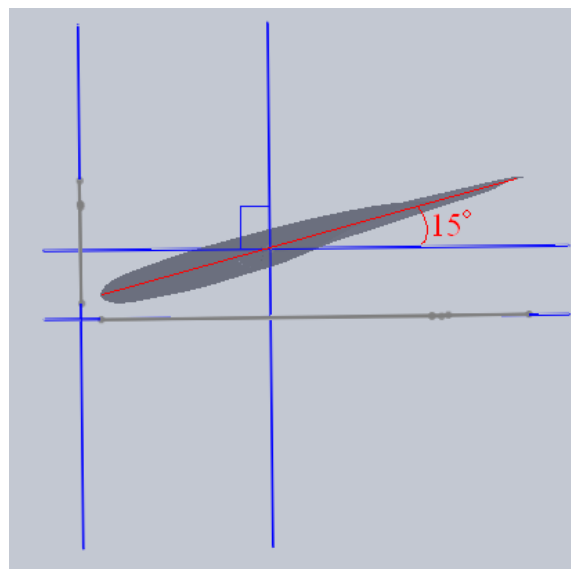
**Figura 3.36** Área proyectada que actúa en la fuerza de arrastre.

Por otro lado, el área de la fuerza de sustentación queda plasmada en un plano horizontal, la cual queda proyectada en una vista inferior del perfil, Figura 3.37.



**Figura 3.37** Área proyectada que actúa en la fuerza de sustentación.

Las áreas anteriormente mencionadas cambian con respecto al ángulo de ataque que se este utilizando. Respecto a las áreas de arrastre se va a tener un área menor cuando este a  $0^\circ$  grados y va ir incrementando cuando vaya hasta los 15 grados o  $-15^\circ$ . Por otro lado en las áreas de sustentación se va a tener una mayor área cuando este a  $0^\circ$  y menos áreas cuando se vaya hasta  $15^\circ$  y  $-15^\circ$ , Figura 3.38. Las áreas se muestran en la tabla 3.4.



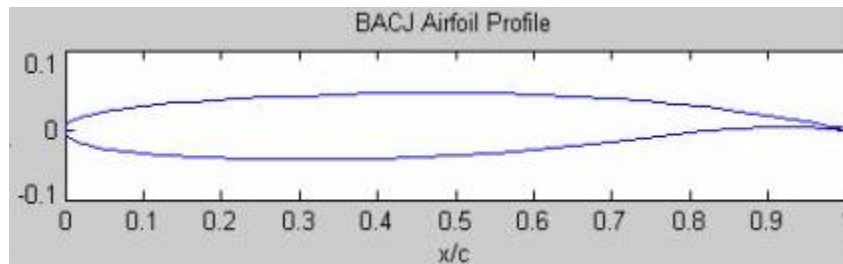
**Figura 3.38** Variación de grados de ataque.

**Tabla 3.4** Áreas de arrastre y sustentación para los diferentes ángulos de ataque de un ala Supercrítica.

| Grados | Arrastre       | Sustentación   |
|--------|----------------|----------------|
|        | m <sup>2</sup> | m <sup>2</sup> |
| -15    | 0.005386       | 0.018392       |
| -10    | 0.004000       | 0.018751       |
| -5     | 0.002771       | 0.018959       |
| 0      | 0.002212       | 0.019031       |
| 5      | 0.002486       | 0.018963       |
| 10     | 0.003856       | 0.018751       |
| 15     | 0.005353       | 0.018395       |

### 3.4.4 Modelo a escala Perfil BAC J

Anteriormente se había trabajado con un perfil para grandes velocidades y bajas cargas, ahora se trabajará con un perfil de bajas velocidades y grandes cargas, por lo que se eligió un avión comercial, el Boeing 747. Se muestra su perfil alar en la figura 3.47 y las medidas del ala en la Figura 3.48.



**Figura 3.39** Perfil alar de un Boeing 747 (BAC J)

Para la construcción del ala de un Boeing 747, anteriormente, en lo que había sido el ala supercrítica y el ala con un perfil NACA 4412, se habían dado las especificaciones para la construcción de un ala en forma real, pero como este trabajo se basa solamente en el análisis aerodinámico y no el estructural, para la construcción del ala del Boeing 747 se construirá un ala sólida, dejando a un lado los largueros y las costillas. Se basará en el perfil alar de la figura 3.39 y se hará un barrido siguiendo las medidas de la Figura 3.40.

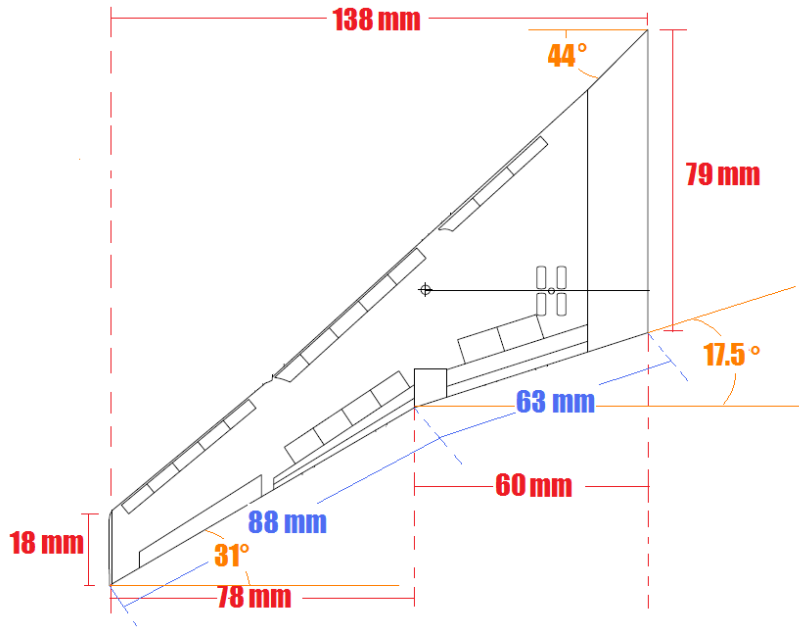


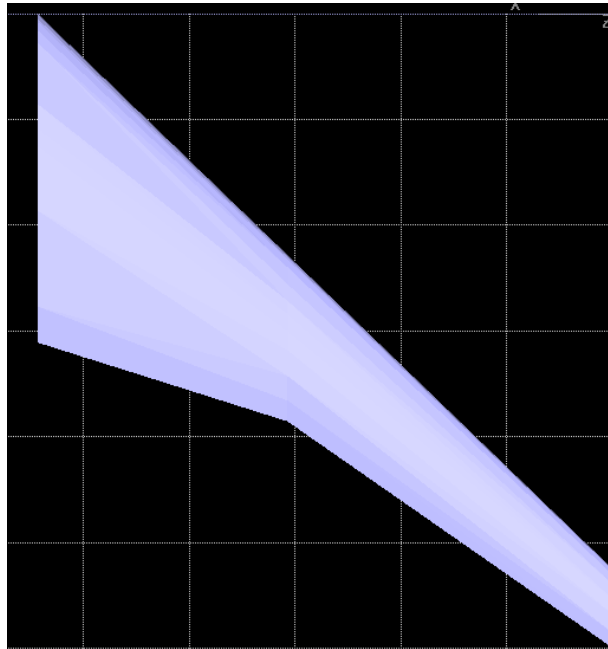
Figura 3.40 Medidas un ala a escala de un Boeing 747.

En la tabla 3.5 se muestran las coordenadas del perfil BAC J. Se observa que para cada valor de X se obtienen dos de Y, una positiva y otra negativa.

**Tabla 3.5** Coordenadas del perfil BAC J

| BOEING AIRFOIL J |          |           | BOEING AIRFOIL J |          |           |
|------------------|----------|-----------|------------------|----------|-----------|
| X                | Y1       | Y2        | X                | Y1       | Y2        |
| 0.000000         | 0.000000 | 0.000000  | 0.140001         | 0.041211 | -0.040820 |
| 0.000101         | 0.001680 | -0.001620 | 0.160000         | 0.043220 | -0.042010 |
| 0.000200         | 0.002600 | -0.002500 | 0.190001         | 0.045760 | -0.043409 |
| 0.000400         | 0.003590 | -0.003540 | 0.220000         | 0.047880 | -0.044450 |
| 0.000801         | 0.005001 | -0.004949 | 0.260000         | 0.050300 | -0.045400 |
| 0.001399         | 0.006570 | -0.006490 | 0.300000         | 0.052311 | -0.045810 |
| 0.002000         | 0.007820 | -0.007710 | 0.350001         | 0.054261 | -0.045880 |
| 0.003001         | 0.009390 | -0.009350 | 0.400001         | 0.055620 | -0.045079 |
| 0.004000         | 0.010610 | -0.010619 | 0.449999         | 0.056320 | -0.043379 |
| 0.005001         | 0.011630 | -0.011799 | 0.499999         | 0.056341 | -0.040590 |
| 0.006000         | 0.012510 | -0.012779 | 0.549999         | 0.055620 | -0.036590 |
| 0.008000         | 0.013980 | -0.014400 | 0.599999         | 0.054130 | -0.031309 |
| 0.010000         | 0.015191 | -0.015759 | 0.649999         | 0.051790 | -0.024899 |
| 0.012000         | 0.016240 | -0.016880 | 0.700000         | 0.048471 | -0.017679 |
| 0.014000         | 0.017170 | -0.018009 | 0.740000         | 0.045011 | -0.011960 |
| 0.019999         | 0.019460 | -0.020779 | 0.780000         | 0.040691 | -0.006139 |
| 0.026001         | 0.021360 | -0.022960 | 0.819999         | 0.035430 | -0.001319 |
| 0.032001         | 0.023050 | -0.024910 | 0.859999         | 0.029190 | 0.002141  |
| 0.040000         | 0.025080 | -0.027149 | 0.900000         | 0.021990 | 0.003880  |
| 0.050000         | 0.027351 | -0.029540 | 0.929999         | 0.016020 | 0.003941  |
| 0.060000         | 0.029400 | -0.031589 | 0.950000         | 0.011830 | 0.003340  |
| 0.069999         | 0.031290 | -0.033350 | 0.969999         | 0.007521 | 0.002240  |
| 0.080001         | 0.033040 | -0.034889 | 0.979999         | 0.005340 | 0.001491  |
| 0.100000         | 0.036170 | -0.037390 | 0.990000         | 0.003150 | 0.000610  |
| 0.120000         | 0.038880 | -0.039299 | 1.000000         | 0.000950 | -0.000410 |

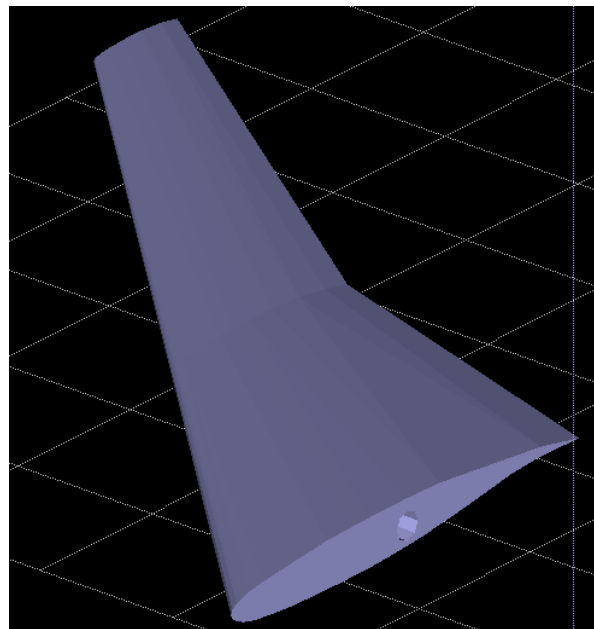
Una vez terminada el ala en el software de modelado, tendrá una forma similar a las Figuras 3.41, 3.42 y 3.43, en las cuales se presentan las diferentes vistas que puede tener el ala.



**Figura 3.41** Vista superior de un ala Boeing 747.

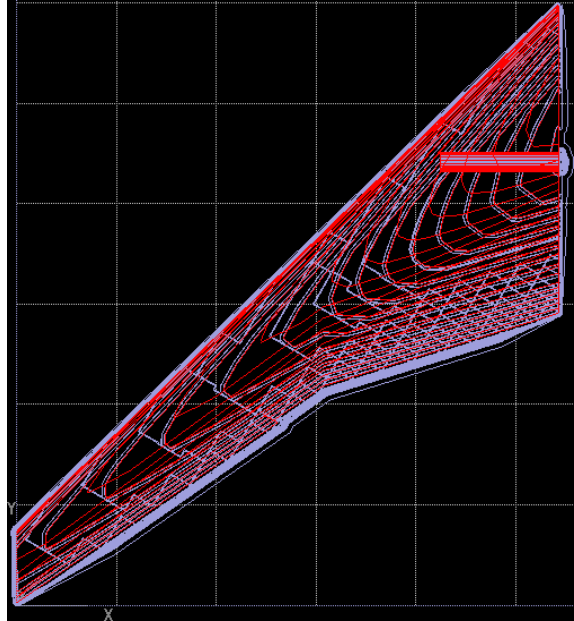


**Figura 3.42** Vista frontal de un ala Boeing 747.

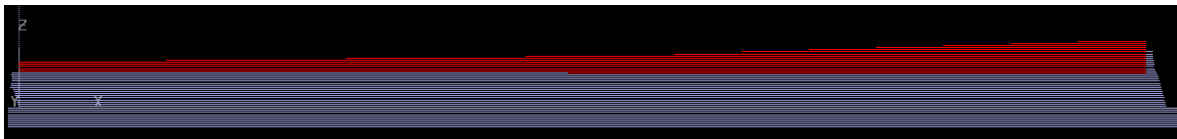


**Figura 3.43** Vista isométrica de un ala Boeing 747.

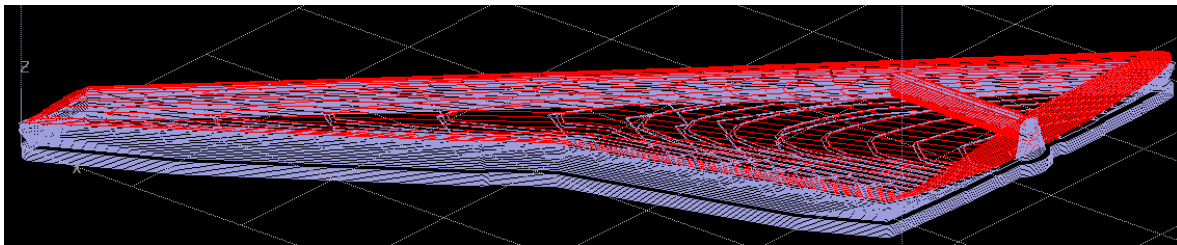
Teniendo el ala bien estructurada en el software de modelado, prosigue a exportarse al software de impresión, en donde el archivo debe de llevar una extensión .STL. Una vez exportada el ala, se generan las líneas de impresión de la pieza, tales como se muestran en las figuras 3.44, 3.45 y 3.46.



**Figura 3.44** Vista superior de las líneas de impresión en software Catalyst X.



**Figura 3.45** Vista frontal de las líneas de impresión en software Catalyst X.



**Figura 3.46** Vista isométrica de las líneas de impresión en software Catalyst X.

### **Cálculo de la velocidad**

Como ya se había calculado la velocidad del túnel del viento, se van a tomar las mismas velocidades a las presiones dadas calculadas en la sección 3.4.3.1.

### 3.4.4.1 Ángulos de ataque y variación en un perfil BAC J

Al igual que en la sección 3.4.3.2, se calculan las áreas involucradas en las fórmulas de las fuerzas de sustentación y de arrastre. Como se mencionó anteriormente, estas áreas son proyectadas tanto en un plano horizontal como en uno vertical. El área proyectada de la fuerza de arrastre es la que el flujo de aire ve directamente, como si se montara un plano vertical enfrente del perfil (Figura 3.47).

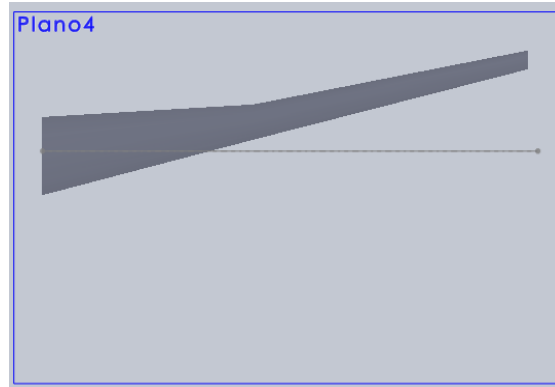


Figura 3.47 Área proyectada ( $\alpha - 15^\circ$ ) que actúa en la fuerza de arrastre.

Por otro lado, el área de la fuerza de sustentación queda plasmada en un plano horizontal, la cual queda proyectada en una vista inferior del perfil (Figura 3.48).

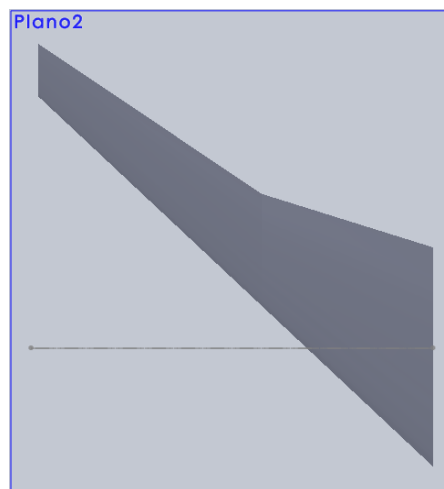
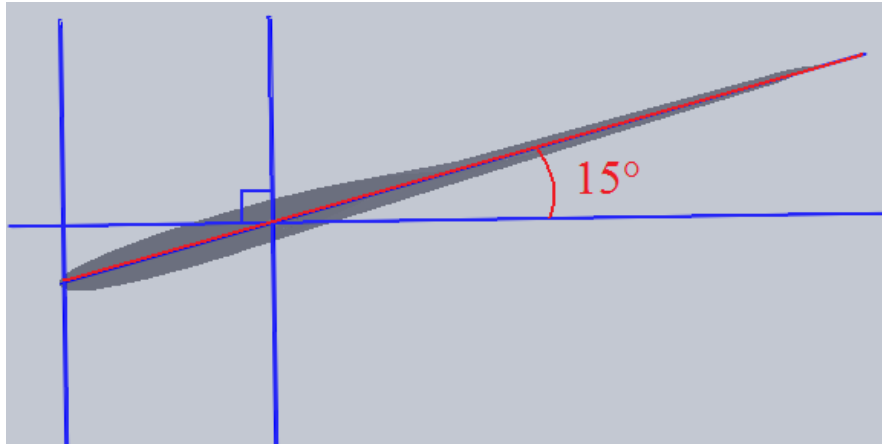


Figura 3.48 Área proyectada que actúa en la fuerza de sustentación.

Las áreas anteriormente mencionadas cambian con respecto al ángulo de ataque que se este utilizando. Respecto a las áreas de arrastre se va a tener un área menor cuando este a

0° grados y va ir incrementando cuando vaya hasta los 15 grados o -15°. Por otro lado en las áreas de sustentación se va a tener una mayor área cuando este a 0° y menos áreas cuando se vaya hasta 15° y -15°, Figura 3.49. Las áreas se muestran en la tabla 3.6.



**Figura 3.49** Variación de grados de ataque.

**Tabla 3.6** Áreas de arrastre y sustentación para los diferentes ángulos de ataque de un ala Boeing 747.

| Grados | Arrastre       | Sustentación   |
|--------|----------------|----------------|
|        | m <sup>2</sup> | m <sup>2</sup> |
| -15    | 0.002015       | 0.007384       |
| -10    | 0.001443       | 0.007657       |
| -5     | 0.001014       | 0.007605       |
| 0      | 0.00078        | 0.007631       |
| 5      | 0.000962       | 0.007579       |
| 10     | 0.001573       | 0.007501       |
| 15     | 0.002171       | 0.007345       |

### 3.4.5 Rugosidad del ala

Todas las alas con las que se ha trabajado en la experimentación, presentan una rugosidad grande, esto es porque en el proceso de impresión las capas del plástico ABS tienen un espesor de 0.25mm y ésta es la separación de cada capa lo que ocasiona que al momento de ir dando forma de ala queden zonas que no sean uniformes a la capa anterior, (Figura 3.50).



**Figura 3.50** Rugosidad presente en el ala supercrítica.

En las alas de aviones reales, se intenta que la rugosidad sea nula, incluso los remaches que se montan en ella se adecuan para que no provoquen una resistencia grande al momento de estar en vuelo.

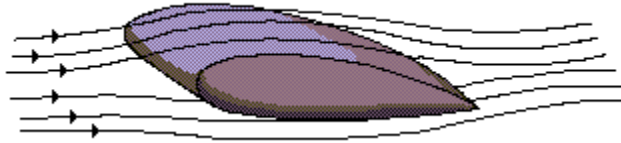
#### **3.4.5.1 Capa límite en superficies rugosas**

Existen dos tipos de capa límite: la capa límite laminar y la capa límite turbulenta. La segunda es ligeramente más gruesa que la primera, y como el fluido se mueve en todas direcciones, disipa mayor energía, por lo que la fuerza de fricción derivada de ella es mayor. Así que, en principio, a un avión le interesa que su capa límite sea siempre laminar, (Figura 3.51).

Sin embargo, el que una capa límite sea laminar o turbulenta depende del tamaño del avión. Cualquier avión convencional tiene un tamaño que obliga a que la capa límite sea turbulenta, y, en realidad, los únicos aviones que son lo suficientemente pequeños como para volar en condiciones de flujo laminar son los de aeromodelismo. Sin embargo, una capa límite turbulenta tiene una ventaja muy importante frente a una capa límite laminar.

El flujo laminar va perdiendo velocidad a lo largo de la capa límite, hasta que finalmente se para o incluso retrocede, provocando que la capa límite se desprenda y el flujo ya no siga la forma de la superficie. Este efecto es especialmente perjudicial en el ala

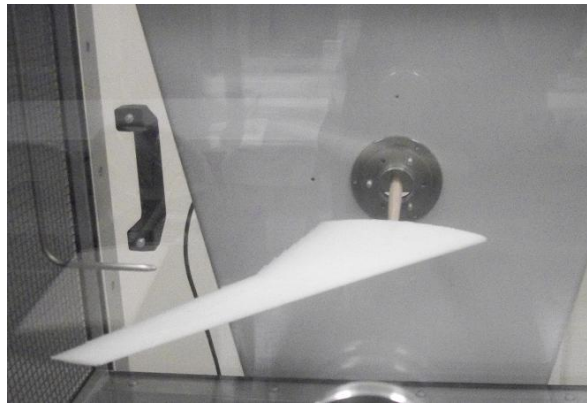
de un avión, ya que la sustentación depende de que el flujo siga la forma del perfil del ala. El desprendimiento de la capa límite de las alas es lo que ocurre cuando se dice que el avión entra en pérdida, es decir, deja de sustentarse y cae como una piedra, y si el piloto no es capaz de hacer que la capa límite vuelva a adherirse al ala, el avión se estrellará.



**Figura 3.51** Ejemplo de capa límite en un perfil aerodinámico.

### 3.4.6 Puntos de sujeción del ala

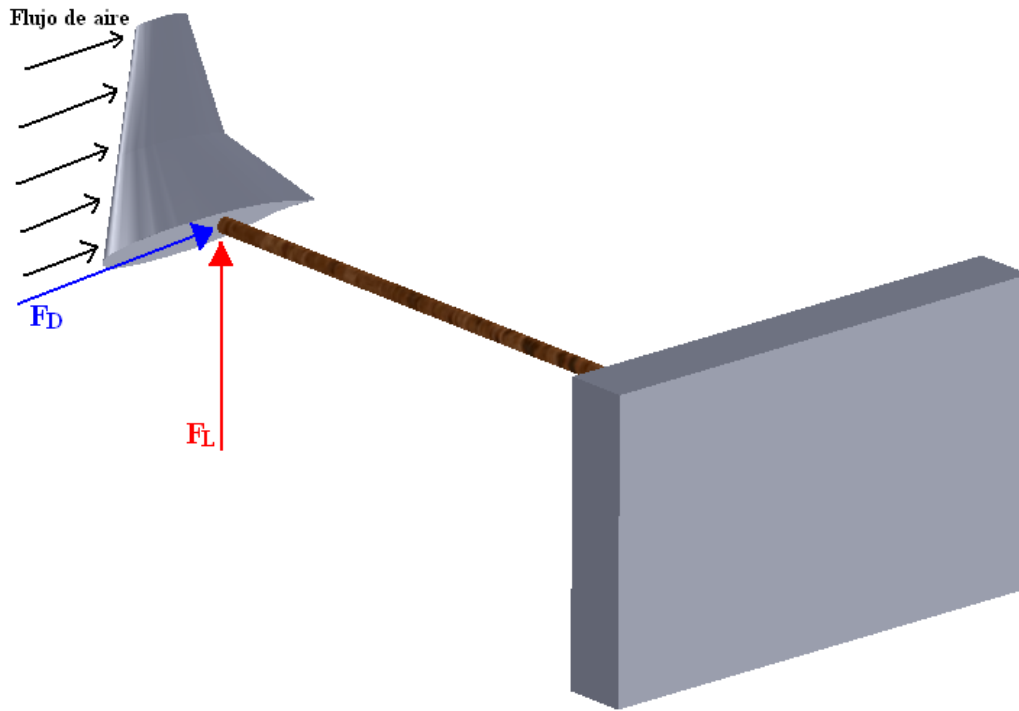
Todos los modelos a escalas de ala con los que se ha trabajado, al momento de colocarlos en el túnel de viento y realizar las mediciones, solamente han tenido un punto de sujeción (Figura 3.52). Por esta razón el ala experimenta severa vibración a la hora de mandarle el flujo de aire.



**Figura 3.52** Punto de sujeción del ala montada en el túnel de viento.

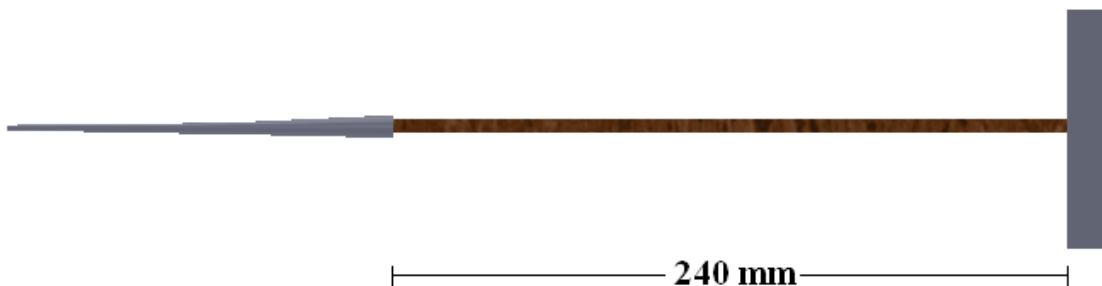
### 3.4.6.1 Esquema representativo de comportamiento de fuerzas

En la figura 3.53 se muestra un esquema, el cual describe el comportamiento de las fuerzas de arrastre ( $F_D$ ) y la fuerza de empuje ( $F_L$ ) al momento que esté fluyendo la corriente de aire sobre el ala analizada en interior del túnel de viento.



**Figura 3.53** Esquema representativo de distribución de fuerzas.

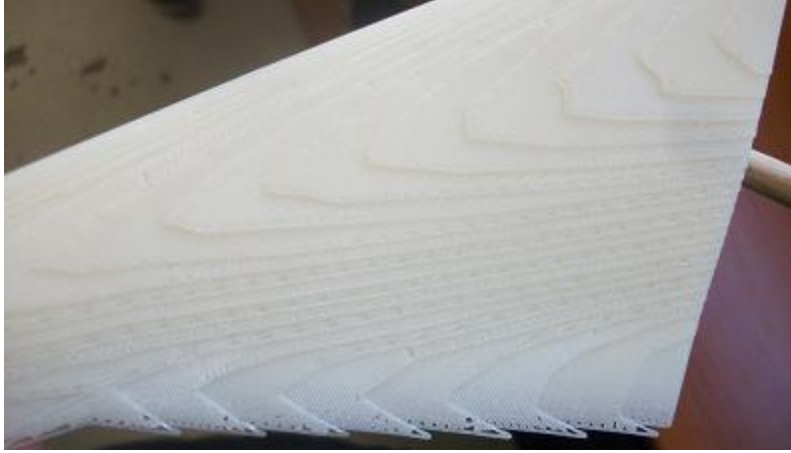
La figura 3.54 muestra la longitud del dispositivo de madera utilizado para el acoplamiento del ala al túnel de viento.



**Figura 3.54** Medida de longitud de objeto de sujeción.

### 3.4.6.2 Líneas de impresión del ala

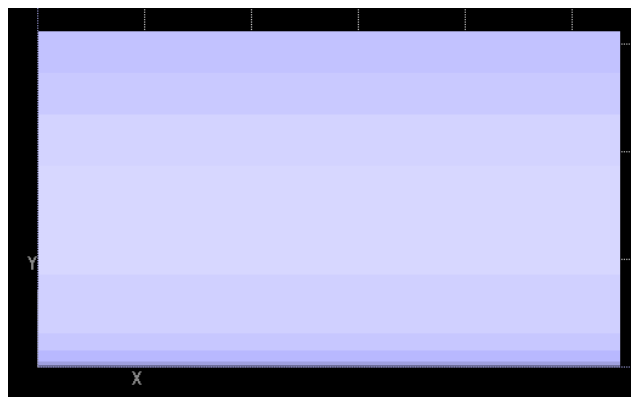
En el proceso de impresión del perfil, para todos los perfiles usados, las líneas de impresión del mismo han sido perpendiculares a la dirección del flujo, (Figura 3.55).



**Figura 3.55** Líneas de impresión paralelas a la dirección del flujo de aire.

### 3.4.7 Disminución de factores de variación

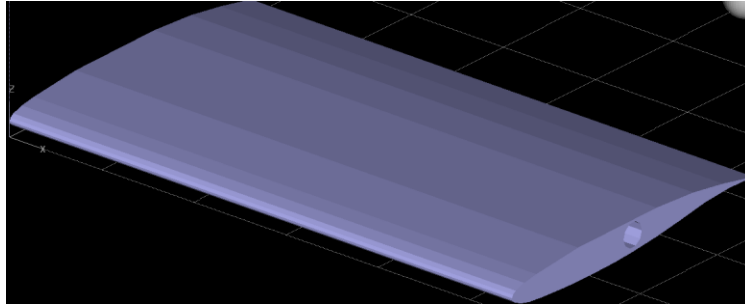
En primera instancia, para realizar la disminución de los factores de variación, se construyó una nueva ala, la cual no tiene una forma comercial, si no que es una forma recta directa del perfil (Figura 3.56, 3.57, 3.58 y 3.59).



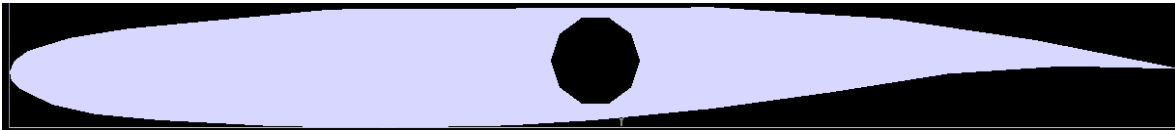
**Figura 3.56** Vista superior de un ala recta con un perfil BAC J.



**Figura 3.57** Vista frontal de un ala recta con un perfil BAC J.



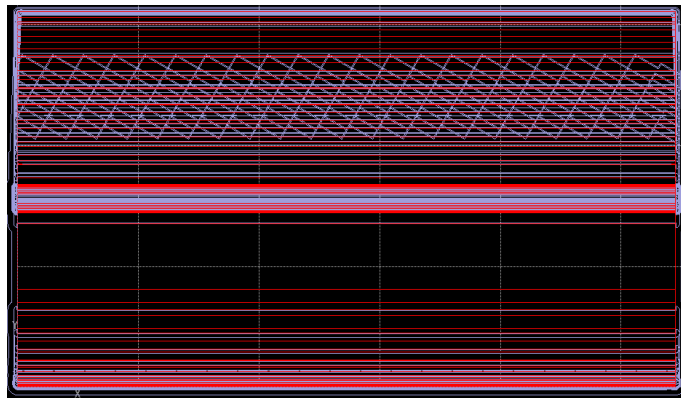
**Figura 3.58** Vista isométrica de un ala recta con un perfil BAC J.



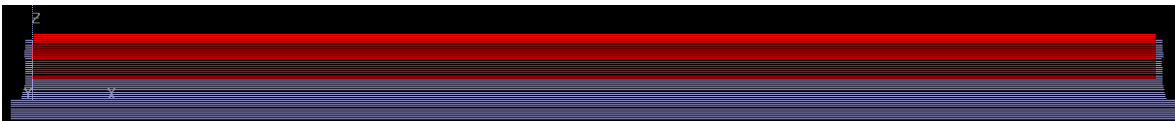
**Figura 3.59** Vista lateral de un ala recta con un perfil BAC J.

### 3.4.8 Análisis de ala con eliminación de factores

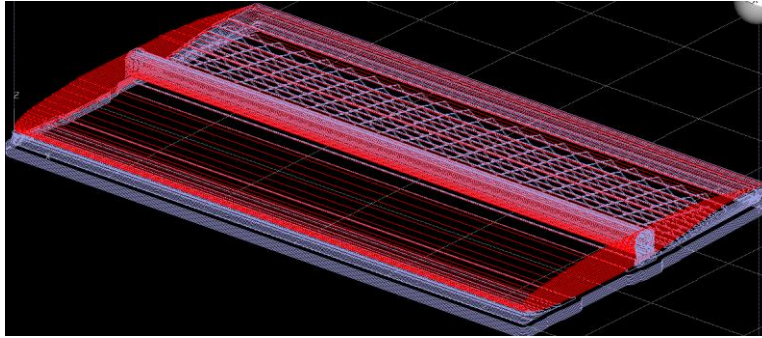
Teniendo el ala bien estructurada en el software de modelado, prosigue a exportarse al software de impresión, en donde el archivo debe de llevar una extensión .STL. Una vez exportada el ala, se generan las líneas de impresión de la pieza, tales como se muestran en las figuras 3.60, 3.61, 3.62 y 3.63.



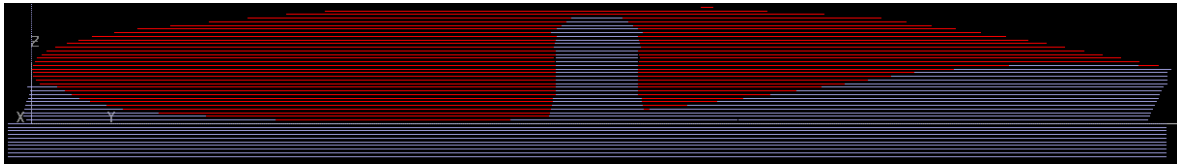
**Figura 3.60** Vista superior de las líneas de impresión en software Catalyst X.



**Figura 3.61** Vista frontal de las líneas de impresión en software Catalyst X.



**Figura 3.62** Vista isométrica de las líneas de impresión en software Catalyst X.



**Figura 3.63** Vista lateral de las líneas de impresión en software Catalyst X.

En las figuras 3.64, 3.65, 3.66 y 3.67 se muestran las vistas del ala real ya construida e la impresora en tres dimensiones.

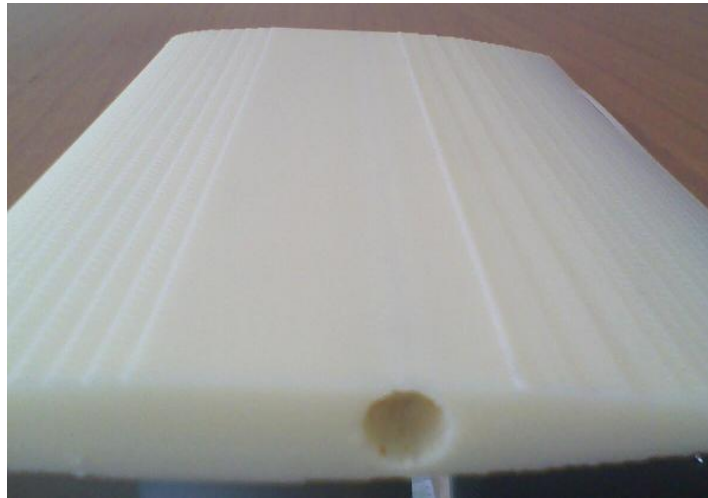


**Figura 3.64** Perfil BAC J adecuado a un ala recta.



**Figura 3.65** Perfil BAC J.

En lo que se refiere a las líneas de impresión del ala, no se puede hacer nada al respecto, debido a que eso lo construye la impresora y no se cuenta con una opción para cambiar la orientación de la forma de impresión. En la nueva ala quedaron perpendiculares a la dirección del flujo pero ya no se tiene tanta irregularidad como en las alas anteriores (Figura 3.70 y 3.71).



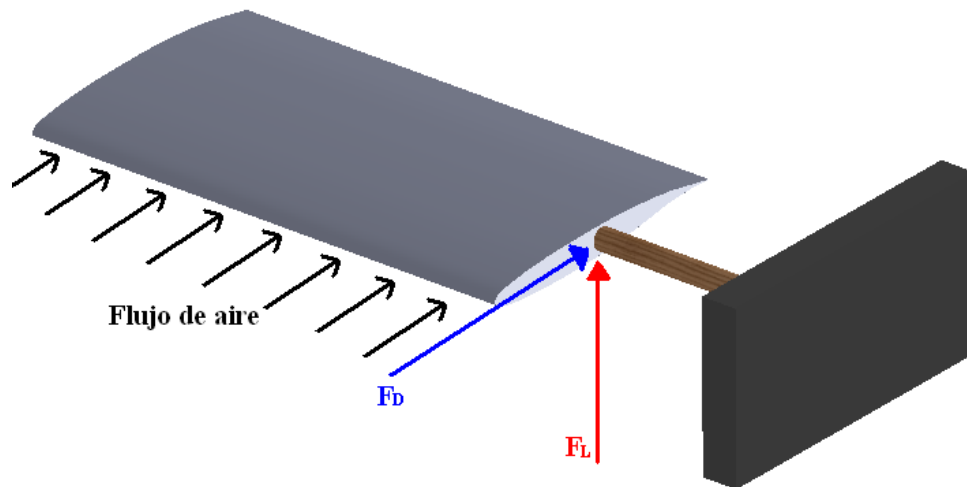
**Figura 3.66** Líneas de impresión perpendiculares al flujo en el ala recta.



**Figura 3.67** Líneas de impresión perpendiculares al flujo en el ala recta (2).

### 3.4.8.1 Esquema representativo de comportamiento de fuerzas (Con ala recta y 1 punto de apoyo)

En la figura 3.68 se muestra un esquema, el cual describe el comportamiento de las fuerzas de arrastre ( $F_D$ ) y la fuerza de empuje ( $F_L$ ) al momento que esté fluyendo la corriente de aire sobre el ala recta analizada en interior del túnel de viento.



**Figura 3.68** Esquema representativo de distribución de fuerzas en un ala recta y un punto de apoyo.

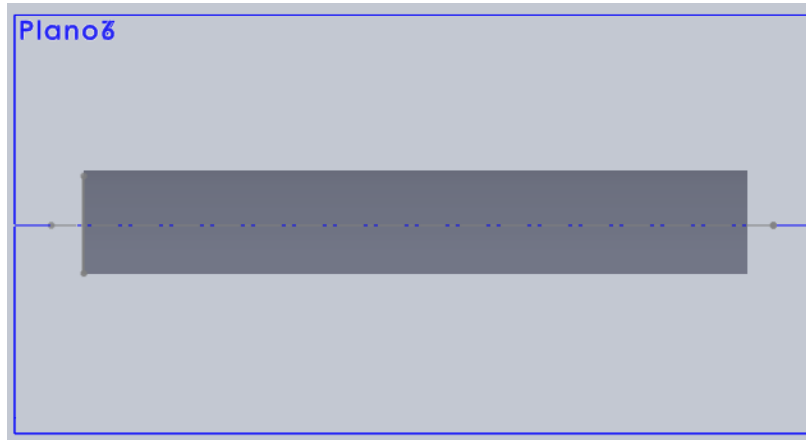
En la figura 3.69 se muestra las medidas de la barra de apoyo y de la cuerda del perfil BAC J.



**Figura 3.69** Medidas reales de la cuerda del perfil y de la barra de apoyo (Superior).

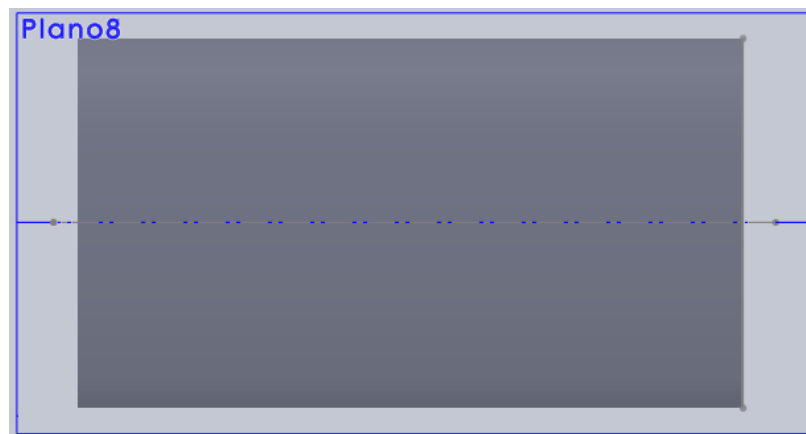
### 3.4.8.2 Ángulos de ataque y variación en ala recta con perfil BAC J

Al igual que en la sección 3.4.3.1, se calculan las áreas involucradas en las fórmulas de las fuerzas de sustentación y de arrastre. Como se mencionó anteriormente, estas áreas son proyectadas tanto en un plano horizontal como en uno vertical. El área proyectada de la fuerza de arrastre es la que el flujo de aire ve directamente, como si se montara un plano vertical enfrente del perfil (Figura 3.70).



**Figura 3.70** Área proyectada (a 15°) que actúa en la fuerza de arrastre.

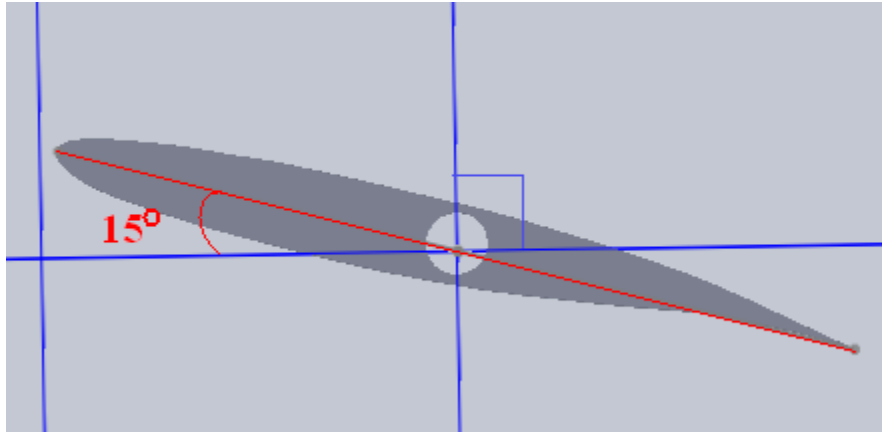
Por otro lado, el área de la fuerza de sustentación queda plasmada en un plano horizontal, la cual queda proyectada en una vista inferior del perfil (Figura 3.71).



**Figura 3.71** Área proyectada que actúa en la fuerza de sustentación.

Las áreas anteriormente mencionadas cambian con respecto al ángulo de ataque que se este utilizando. Respecto a las áreas de arrastre se va a tener un área menor cuando este a 0° grados y va ir incrementando cuando vaya hasta los 15 grados o -15°. Por otro lado en

las áreas de sustentación se va a tener una mayor área cuando este a  $0^\circ$  y menos áreas cuando se vaya hasta  $15^\circ$  y  $-15^\circ$ , Figura 3.72. Las áreas se muestran en la tabla 3.7.



**Figura 3.72** Variación de grados de ataque.

**Tabla 3.7** Áreas de arrastre y sustentación para los diferentes ángulos de ataque de un ala recta con perfil BAC J.

| Grados | Arrastre<br>m <sup>2</sup> | Sustentación<br>m <sup>2</sup> |
|--------|----------------------------|--------------------------------|
| -15    | 0.004247                   | 0.014710                       |
| -10    | 0.003018                   | 0.014990                       |
| -5     | 0.002137                   | 0.015171                       |
| 0      | 0.001579                   | 0.015227                       |
| 5      | 0.001746                   | 0.015213                       |
| 10     | 0.002906                   | 0.015004                       |
| 15     | 0.004135                   | 0.014724                       |

### 3.4.9 Comportamiento de la fuerza resultante con 2 puntos de apoyo en el ala recta.

Para la implementación de dos puntos de apoyo en el ala, se necesita conectar el extremo izquierdo del ala a otro punto de sujeción. Para ello se necesita la construcción de una brida externa a los mecanismos del túnel de viento. Ésta brida irá empotrada al túnel en un orificio que las mismas paredes tienen de fabricación. Dentro de la misma brida, se coloca un balero R4, con un diámetro interior de 5/8 de pulgada, el cual es el diámetro del dispositivo de sujeción del ala. El balero no va a presentar resistencia alguna debido al balero, solamente funciona como mecanismo de estabilidad, como se muestra en la Figura 3.73.

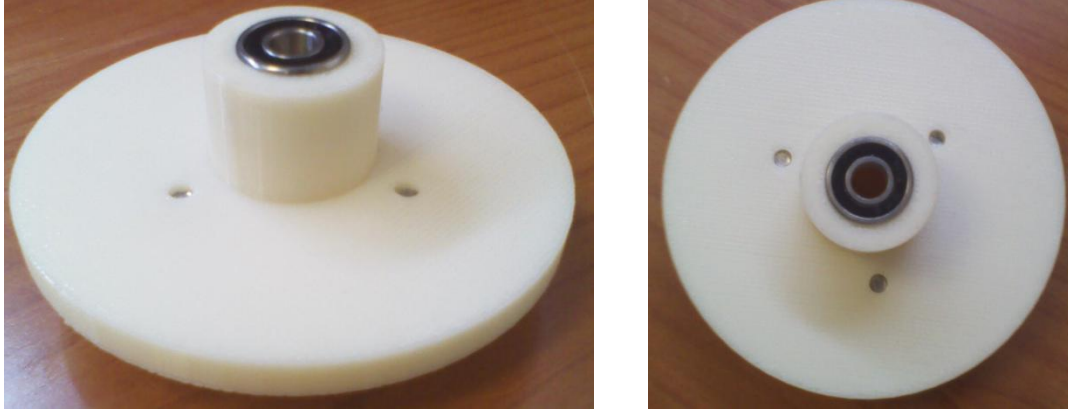


Figura 3.73 Brida externa para túnel de viento con balero de 5/8 de pulgada en el interior.

### 3.4.9.1 Esquema representativo de comportamiento de fuerzas (Con ala recta y 2 puntos de apoyo)

En la figura 3.74 se muestra un esquema, el cual describe el comportamiento de las fuerzas de arrastre ( $F_D$ ) y la fuerza de empuje ( $F_L$ ) al momento que esté fluyendo la corriente de aire sobre el ala recta analizada en interior del túnel de viento, con puntos de apoyo en sus dos extremos.

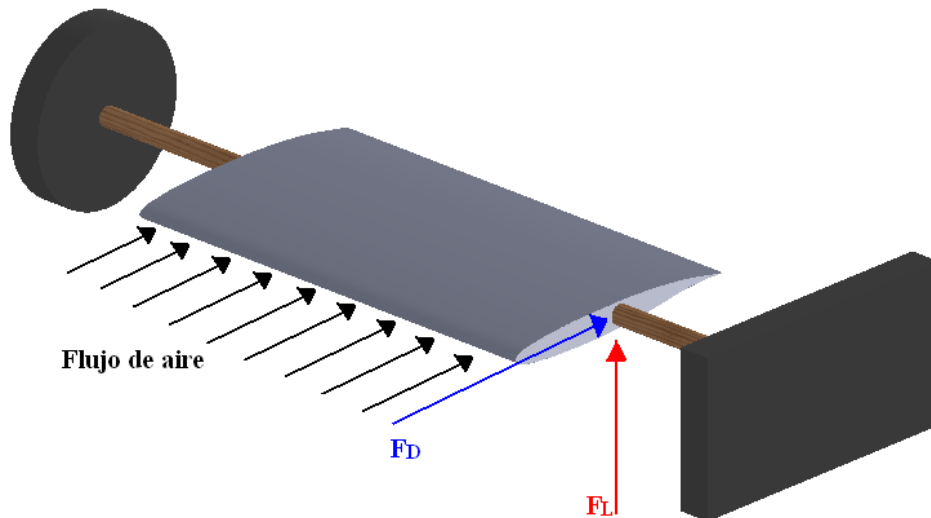


Figura 3.74 Esquema representativo de distribución de fuerzas en un ala recta con dos puntos de apoyo

### 3.4.10 Comportamiento de la fuerza resultante en ala recta con 2 puntos de apoyo y acabado superficial

En este caso, se hicieron nuevamente pruebas de la fuerza resultante, solamente que a la ala anterior se le aplico un recubrimiento, esto es para disminuir la rugosidad que aporta las líneas de impresión, así como las capas de modelado.

Primeramente se aplico una capa de resanador de peso liviano (Figura 3.75) a la superficie del ala, el cual se aplico con una espátula normal (Figura 3.76). Después acabado el proceso se dejo secar por 4 horas, más adelante se lijo la superficie para eliminar las imperfecciones y que quedara completamente liza. Por último se aplicaron dos capas de pintura en spray blanco brillante, para darle un mejor acabado (Figura 3.77).



**Figura 3.75** Resanador de peso liviano Fast 'N Final.



**Figura 3.76** Espátula Pretul.



**Figura 3.77** Ala recta de perfil BAC J con acabado superficial.

# Capítulo 4

## Resultados y conclusiones

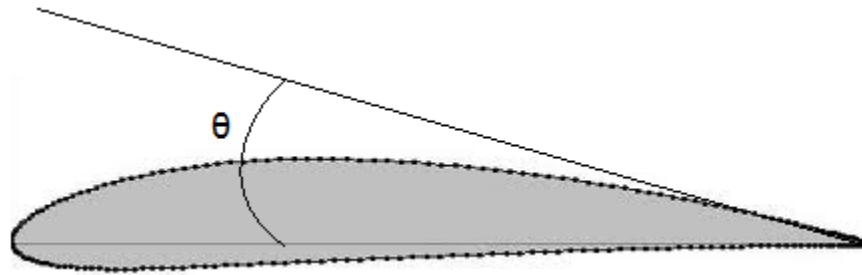
### 4.1 Ángulos de ataque y variación de un perfil NACA 4412

En la tabla 4.1 se muestra la relación de la variación de los ángulos de ataque desde 0 a 20 grados y la fuerza resultante (fuerza de arrastre y fuerza de sustentación) que se produjo en el perfil NACA 4412 al momento de hacer las pruebas en el túnel de viento AFA100.

**Tabla 4.1** Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de un perfil NACA 4412

| Grados | $\Delta P$ | Fuerza Exp  |
|--------|------------|-------------|
|        | mmH2O      | Newtons (N) |
| 0      | 10         | -0.050      |
|        | 20         | -0.110      |
|        | 30         | -0.190      |
|        | 40         | -0.260      |
|        | 50         | -0.330      |
| 5      | 10         | -0.120      |
|        | 20         | -0.250      |
|        | 30         | -0.390      |
|        | 40         | -0.500      |
|        | 50         | -0.760      |
| 10     | 10         | -0.070      |
|        | 20         | -0.160      |
|        | 30         | -0.220      |
|        | 40         | -0.350      |
|        | 50         | -0.420      |
| 15     | 10         | -0.190      |
|        | 20         | -0.390      |
|        | 30         | -0.640      |
|        | 40         | -0.870      |
|        | 50         | -1.040      |
| 20     | 10         | -0.250      |
|        | 20         | -0.560      |
|        | 30         | -0.860      |
|        | 40         | -1.300      |
|        | 50         | -1.540      |

En la figura 4.1 se muestra la dirección en la que se van girando los grados con respecto a la cuerda del perfil NACA 4412.



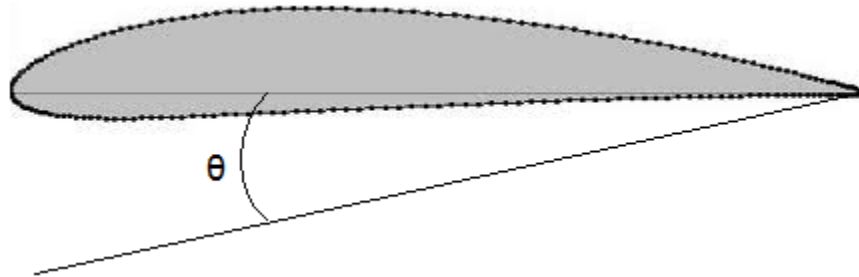
**Figura 4.1** Dirección de los ángulos de la tabla 4.1

En la tabla 4.2 se muestra la relación de la variación de los ángulos de ataque desde -5 a -20 grados y la fuerza resultante (fuerza de arrastre y fuerza de sustentación) que se produjo en el perfil NACA 4412 al momento de hacer las pruebas en el túnel de viento AFA100.

**Tabla 4.2** Relación de variación de ángulos de ataque (negativos) y fuerza de un perfil NACA 4412

| Grados | $\Delta P$         | Fuerza Exp  |
|--------|--------------------|-------------|
|        | mmH <sub>2</sub> O | Newtons (N) |
| -5     | 10                 | -0.030      |
|        | 20                 | -0.090      |
|        | 30                 | -0.140      |
|        | 40                 | -0.200      |
|        | 50                 | -0.250      |
| -10    | 10                 | -0.070      |
|        | 20                 | -0.140      |
|        | 30                 | -0.210      |
|        | 40                 | -0.250      |
|        | 50                 | -0.350      |
| -15    | 10                 | -0.100      |
|        | 20                 | -0.200      |
|        | 30                 | -0.300      |
|        | 40                 | -0.450      |
|        | 50                 | -0.620      |
| -20    | 10                 | -0.150      |
|        | 20                 | -0.320      |
|        | 30                 | -0.510      |
|        | 40                 | -0.770      |
|        | 50                 | -0.980      |

En la figura 4.2 se muestra la dirección en la que se van girando los grados (negativos) con respecto a la cuerda del perfil NACA 4412.



**Figura 4.2** Dirección de los ángulos de la tabla 4.2

La fuerza que se muestra en las tablas 4.1 y 4.2 es la fuerza resultante total que producen las fuerzas de arrastre y la fuerza de sustentación del perfil. Para comprobar estos resultados se tiene que hacer una comparación, para lo que se realizarán los cálculos aplicando las formulas correspondientes.

Para obtener la fuerza resultante se analizará la Figura 4.3. Se observa que en un perfil, cualquiera que sea este, se producen dos fuerzas, la de arrastre y la de sustentación. La fuerza de arrastre es paralela al flujo de aire, en otras palabras se da de manera horizontal. Por otro lado la fuerza de sustentación es perpendicular al flujo de aire, así como a la fuerza de arrastre, con lo que podemos decir que es una fuerza vertical. Para obtener la fuerza resultante que ocasionan estas fuerzas, se utilizará la ley del triángulo. Esta ley nos dice que para formar una fuerza resultante, primeramente trazamos la fuerza horizontal (arrastre). A continuación desde la cabeza de la flecha del vector horizontal, trazamos un vector perpendicular al horizontal (sustentación). Una vez trazado los dos vectores, se va a trazar un vector que va a nacer en la cola del vector horizontal hasta la punta de la flecha del vector vertical. Como se observa se forma un triángulo rectángulo, por lo que la fuerza resultante se puede obtener con la formula de Pitágoras, la cual queda de la siguiente manera: [56]

$$\text{Fuerza Resultante} = \sqrt{(\text{Fuerza de Arrastre})^2 + (\text{Fuerza de Sustentación})^2} \quad (4.1)$$

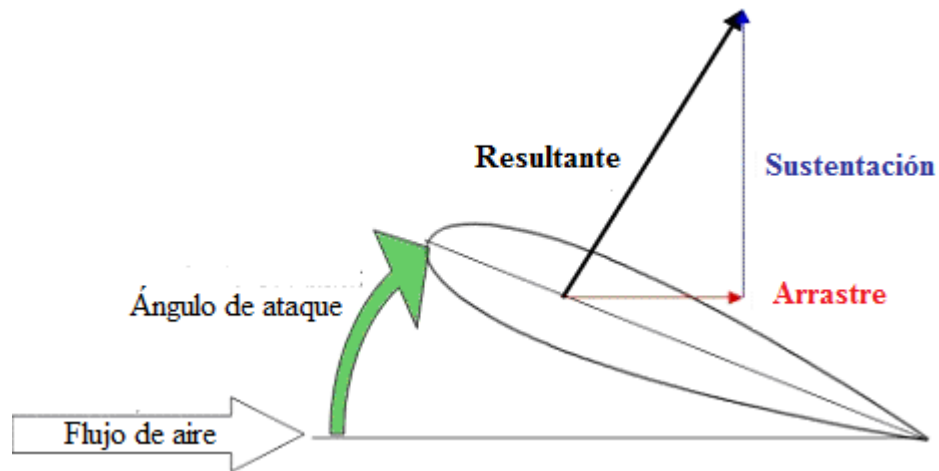


Figura 4.3 Fuerza resultante de un perfil.

Primeramente se tiene que calcular las dos fuerzas que intervienen en la obtención de la fuerza resultante. La fuerza de arrastre ( $F_D$ ) se obtiene de la siguiente manera [51]:

$$F_D = C_D A \rho V^2/2 \quad (4.2)$$

Donde:

$F_D$  = Fuerza de arrastre

$C_D$  = Coeficiente de arrastre

$A$  = Área inferior del perfil NACA 4412

$\rho$  = Densidad del aire

$V$  = Velocidad del aire

Para conocer la fuerza de sustentación ( $F_L$ ) del perfil NACA 4412, se tiene la siguiente fórmula:

$$F_L = C_L A \rho V^2/2 \quad (4.3)$$

Donde:

$F_L$  = Fuerza de sustentación.

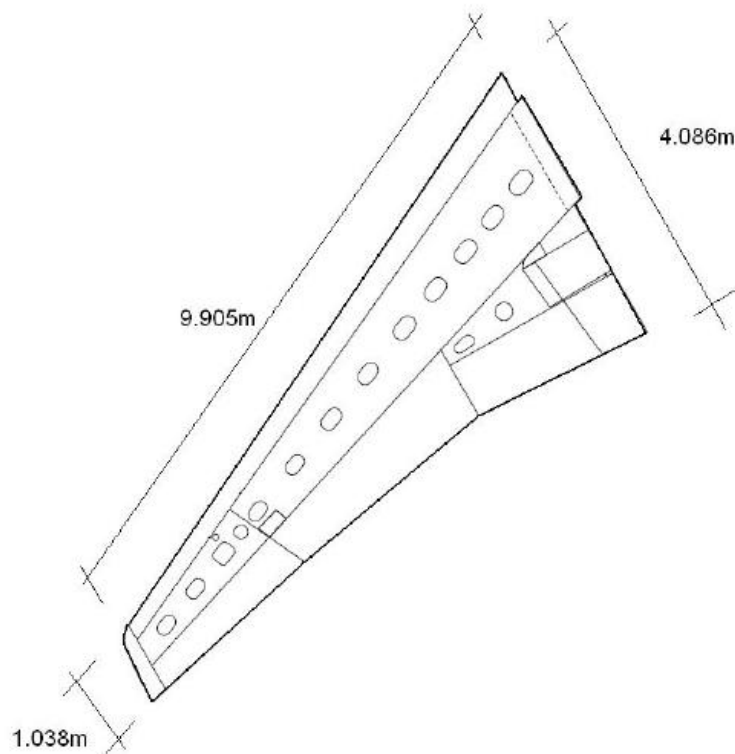
$C_L$  = Coeficiente de sustentación.

El valor de la densidad depende de la temperatura. Al momento de realizar la experimentación se contaba con una temperatura de 25°C. A esta temperatura le corresponde una densidad del aire de 1.1855 kg/m<sup>3</sup> (Tabla 4.3).

**Tabla 4.3** Valores de la densidad del aire en función de la temperatura.

| Temperatura (°C) | Densidad (kg/m <sup>3</sup> ) |
|------------------|-------------------------------|
| -150             | 2.793                         |
| -100             | 1.98                          |
| -50              | 1.534                         |
| 0                | 1.293                         |
| 20               | 1.205                         |
| <b>25</b>        | <b>1.1855</b>                 |
| 40               | 1.127                         |
| 60               | 1.067                         |
| 80               | 1                             |
| 100              | 0.946                         |
| 120              | 0.898                         |

Para conocer el área inferior del perfil, involucrada en las formulas 4.2 y 4.3 se cuenta con el plano original del perfil alar (Figura 4.4).



**Figura 4.4** Medidas originales de un ala con un perfil alar NACA 4412

La tabla 4.4 muestra las medidas de los parámetros del perfil alar. En la primera columna se tienen las medidas reales del perfil. En la segunda columna se tienen las medidas del modelo que se está analizando, el cual está a una escala de 1:50.

**Tabla 4.4** Medidas del perfil real y el perfil a escala NACA 4412.

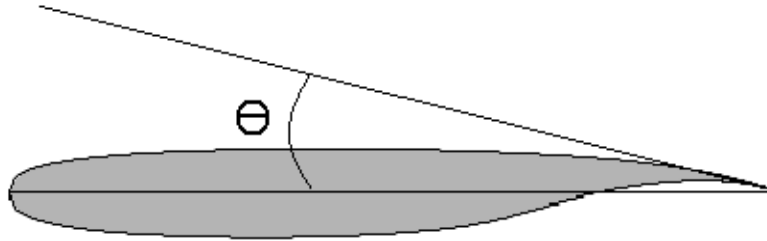
| Parámetro          | Medidas                    |                             |
|--------------------|----------------------------|-----------------------------|
|                    | Real                       | Modelo                      |
| Span               | 20.04 m                    | 0.2004 m                    |
| Área               | <b>51.18 m<sup>2</sup></b> | <b>0.5118 m<sup>2</sup></b> |
| Cuerda en la raíz  | 4.086 m                    | 0.08172 m                   |
| Cuerda en la punta | 1.038 m                    | 0.2076 m                    |

## 4.2 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre de un ala Supercrítica

En la tabla 4.5 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 4.5 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.5** Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala Supercrítica

| Grados | $\Delta P$ |      |       | Fuerza Rsltnt |
|--------|------------|------|-------|---------------|
|        | mmH2O      | mH2O | (Pa)  | (N)           |
| 0      | 10         | 0.01 | 0.024 | -0.080        |
|        | 20         | 0.02 | 0.048 | -0.130        |
|        | 30         | 0.03 | 0.073 | -0.190        |
|        | 40         | 0.04 | 0.097 | -0.220        |
|        | 50         | 0.05 | 0.121 | -0.280        |
| 5      | 10         | 0.01 | 0.024 | -0.080        |
|        | 20         | 0.02 | 0.048 | -0.130        |
|        | 30         | 0.03 | 0.073 | -0.190        |
|        | 40         | 0.04 | 0.097 | -0.270        |
|        | 50         | 0.05 | 0.121 | -0.310        |
| 10     | 10         | 0.01 | 0.024 | -0.090        |
|        | 20         | 0.02 | 0.048 | -0.190        |
|        | 30         | 0.03 | 0.073 | -0.290        |
|        | 40         | 0.04 | 0.097 | -0.370        |
|        | 50         | 0.05 | 0.121 | -0.470        |
| 15     | 10         | 0.01 | 0.024 | -0.150        |
|        | 20         | 0.02 | 0.048 | -0.300        |
|        | 30         | 0.03 | 0.073 | -0.410        |
|        | 40         | 0.04 | 0.097 | -0.530        |
|        | 50         | 0.05 | 0.121 | -0.680        |
| 20     | 10         | 0.01 | 0.024 | -0.220        |
|        | 20         | 0.02 | 0.048 | -0.450        |
|        | 30         | 0.03 | 0.073 | -0.660        |
|        | 40         | 0.04 | 0.097 | -0.810        |
|        | 50         | 0.05 | 0.121 | -1.020        |



**Figura 4.5** Dirección de los ángulos de la tabla 4.5

En la tabla 4.6 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 4.6 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.6** Relación de variación de ángulos (negativos) de ataque y fuerza de ala Supercrítica.

| Grados | $\Delta P$ |      |       | Fuerza Exp  |
|--------|------------|------|-------|-------------|
|        | mmH2O      | mH2O | (Pa)  | Newtons (N) |
| -5     | 10         | 0.01 | 0.024 | -0.090      |
|        | 20         | 0.02 | 0.048 | -0.150      |
|        | 30         | 0.03 | 0.073 | -0.250      |
|        | 40         | 0.04 | 0.097 | -0.330      |
|        | 50         | 0.05 | 0.121 | -0.430      |
| -10    | 10         | 0.01 | 0.024 | -0.110      |
|        | 20         | 0.02 | 0.048 | -0.230      |
|        | 30         | 0.03 | 0.073 | -0.370      |
|        | 40         | 0.04 | 0.097 | -0.540      |
|        | 50         | 0.05 | 0.121 | -0.630      |
| -15    | 10         | 0.01 | 0.024 | -0.190      |
|        | 20         | 0.02 | 0.048 | -0.410      |
|        | 30         | 0.03 | 0.073 | -0.650      |
|        | 40         | 0.04 | 0.097 | -0.940      |
|        | 50         | 0.05 | 0.121 | -1.050      |
| -20    | 10         | 0.01 | 0.024 | -0.250      |
|        | 20         | 0.02 | 0.048 | -0.540      |
|        | 30         | 0.03 | 0.073 | -0.850      |
|        | 40         | 0.04 | 0.097 | -1.170      |
|        | 50         | 0.05 | 0.121 | -1.430      |

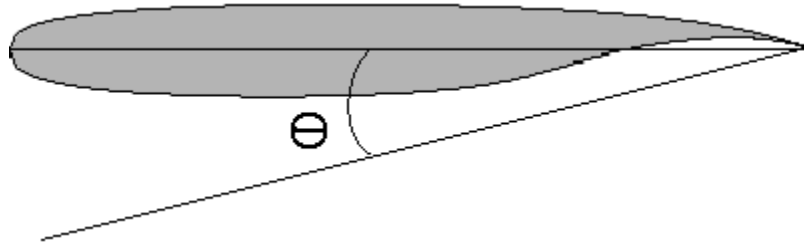


Figura 4.6 Dirección de los ángulos de la tabla 4.6

En las figuras 4.7 y 4.8 se muestra el resultado obtenido de la experimentación. Las gráficas de la fuerza resultando contra la presión medida en milímetros de agua.

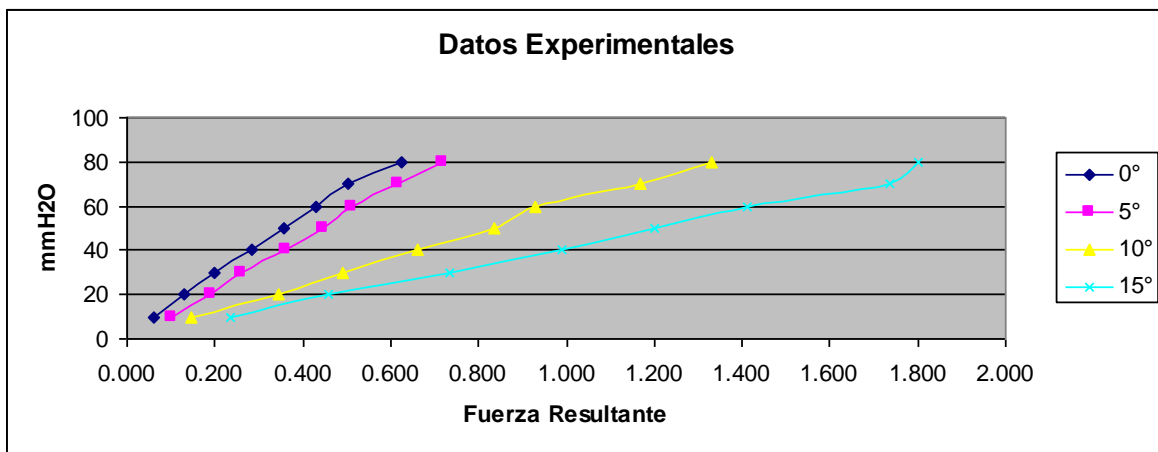


Figura 4.7 Gráfica experimental de fuerza resultante vs presión milímetros de agua en grados positivos de perfil Supercrítico.

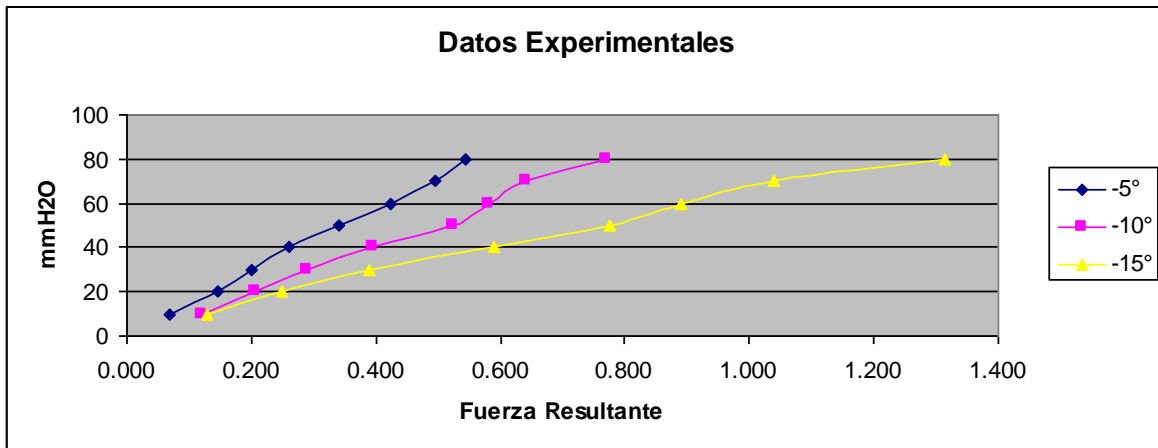


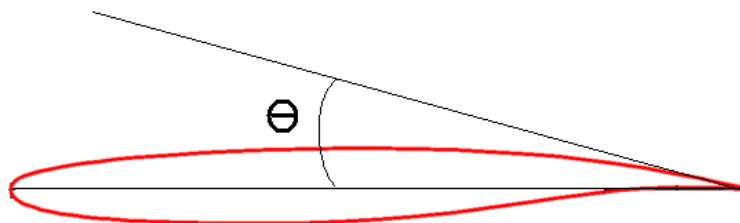
Figura 4.8 Gráfica experimental de fuerza resultante vs presión milímetros de agua en grados negativos de perfil Supercrítico.

### 4.3 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre de un ala Boeing 747

En la tabla 4.7 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 3.55 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.7** Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala Boeing 747.

| Grados | $\Delta P$ |      |         | Fuerza Rslnt |
|--------|------------|------|---------|--------------|
|        | mmH2O      | mH2O | (Pa)    | (N)          |
| 0      | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.060       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.150       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.250       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.310       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -0.430       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -0.520       |
| 5      | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.130       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.200       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.330       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.430       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -0.500       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -0.590       |
| 10     | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.200       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.380       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.560       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.730       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -0.840       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -0.960       |
| 15     | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.280       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.500       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.720       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.850       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -1.000       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -1.250       |

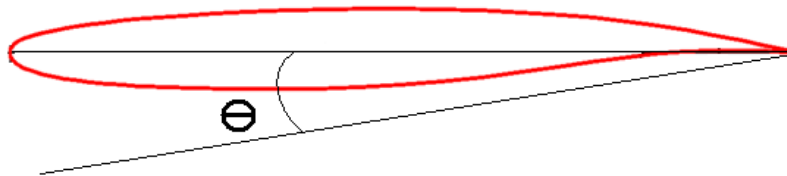


**Figura 4.9** Dirección de los ángulos de la tabla 4.7

En la tabla 3.13 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 3.56 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.8** Relación de variación de ángulos (negativos) de ataque y fuerza de ala Supercrítica.

| Grados | $\Delta P$ |      |       | Fuerza Exp  |
|--------|------------|------|-------|-------------|
|        | mmH2O      | mH2O | (Pa)  | Newtons (N) |
| -5     | 10         | 0.01 | 0.000 | -0.050      |
|        | 20         | 0.02 | 0.000 | -0.120      |
|        | 30         | 0.03 | 0.000 | -0.190      |
|        | 40         | 0.04 | 0.000 | -0.250      |
|        | 50         | 0.05 | 0.000 | -0.360      |
|        | 60         | 0.06 | 0.000 | -0.450      |
| -10    | 10         | 0.01 | 0.000 | -0.090      |
|        | 20         | 0.02 | 0.000 | -0.170      |
|        | 30         | 0.03 | 0.000 | -0.280      |
|        | 40         | 0.04 | 0.000 | -0.360      |
|        | 50         | 0.05 | 0.000 | -0.450      |
|        | 60         | 0.06 | 0.000 | -0.530      |
| -15    | 10         | 0.01 | 0.000 | -0.140      |
|        | 20         | 0.02 | 0.000 | -0.310      |
|        | 30         | 0.03 | 0.000 | -0.380      |
|        | 40         | 0.04 | 0.000 | -0.510      |
|        | 50         | 0.05 | 0.000 | -0.580      |
|        | 60         | 0.06 | 0     | -0.69       |



**Figura 4.10** Dirección de los ángulos de la tabla 4.8

En las figuras 4.11 y 4.12 se muestra el resultado obtenido de la experimentación. Las gráficas de la fuerza resultando contra la presión medida en milímetros de agua.

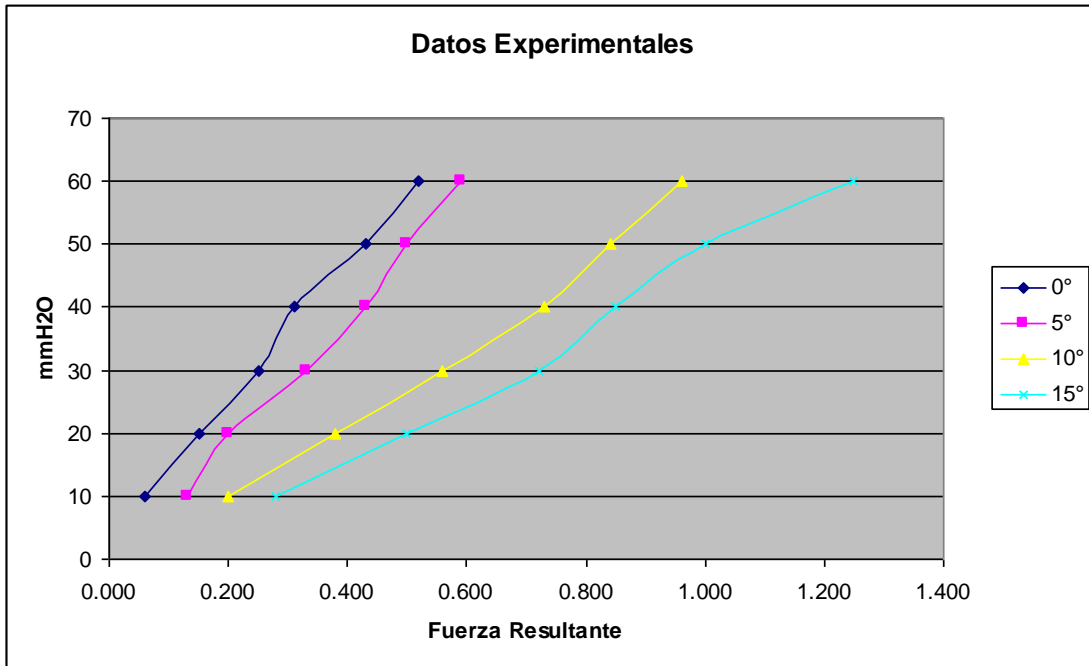


Figura 4.11 Gráfica experimental de fuerza resultante vs presión milímetros de agua en grados positivos de perfil BAC J.

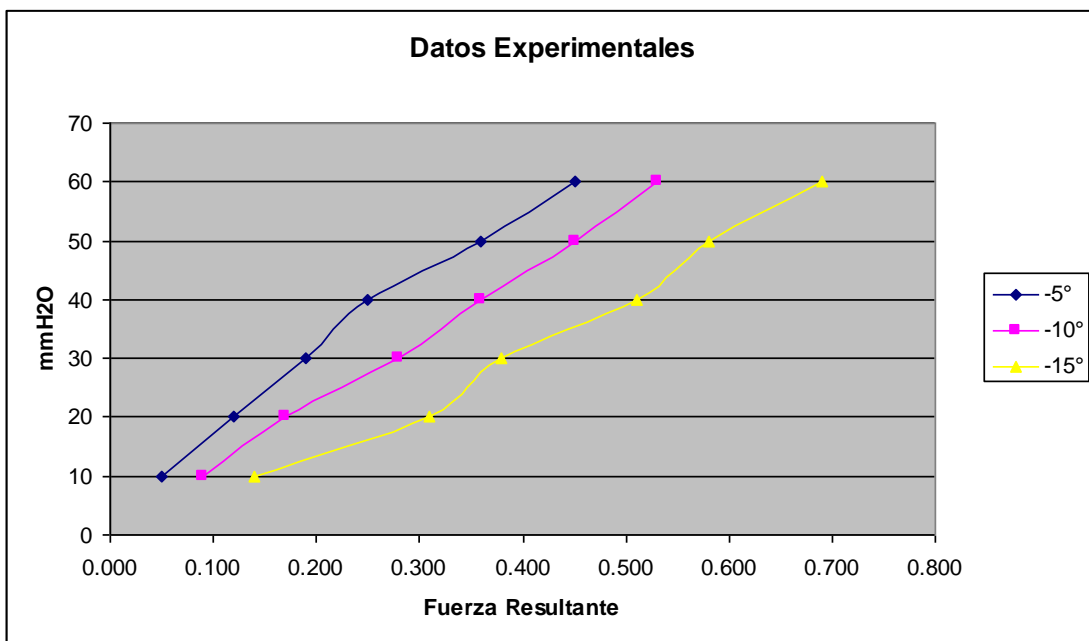


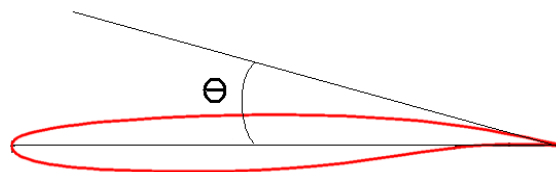
Figura 4.12 Gráfica experimental de fuerza resultante vs presión milímetros de agua en grados negativos de perfil BAC J.

#### 4.4 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre en ala recta de perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.

En la tabla 4.9 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 4.13 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.9** Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.

| Grados | $\Delta P$ |      |         | FD    | FL    | FR    |
|--------|------------|------|---------|-------|-------|-------|
|        | mmH2O      | mH2O | (Pa)    | (N)   | (N)   | (N)   |
| 0      | 10         | 0.01 | 97.806  | 0.000 | 0.090 | 0.090 |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | 0.000 | 0.210 | 0.210 |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | 0.000 | 0.290 | 0.290 |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | 0.000 | 0.400 | 0.400 |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | 0.000 | 0.540 | 0.540 |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | 0.000 | 0.660 | 0.660 |
| 5      | 10         | 0.01 | 97.806  | 0.018 | 0.209 | 0.210 |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | 0.046 | 0.528 | 0.530 |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | 0.066 | 0.757 | 0.760 |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | 0.110 | 1.255 | 1.260 |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | 0.166 | 1.893 | 1.900 |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | 0.189 | 2.162 | 2.170 |
| 10     | 10         | 0.01 | 97.806  | 0.092 | 0.522 | 0.530 |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | 0.191 | 1.083 | 1.100 |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | 0.297 | 1.684 | 1.710 |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | 0.417 | 2.364 | 2.400 |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | 0.502 | 2.846 | 2.890 |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | 0.594 | 3.368 | 3.420 |
| 15     | 10         | 0.01 | 97.806  | 0.254 | 0.947 | 0.980 |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | 0.468 | 1.748 | 1.810 |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | 0.699 | 2.608 | 2.700 |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | 0.989 | 3.690 | 3.820 |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | 1.279 | 4.772 | 4.940 |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | 1.483 | 5.535 | 5.730 |

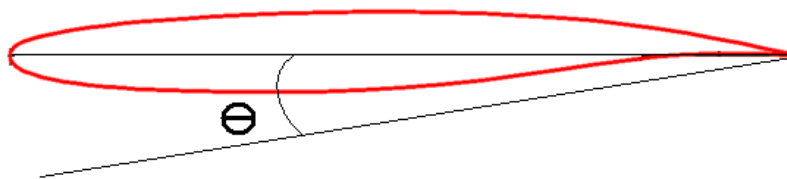


**Figura 4.13** Dirección de los ángulos de la tabla 4.9

En la tabla 4.10 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 4.14 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.10** Relación de variación de ángulos (negativos) de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con l punto de apoyo y sin acabado superficial.

| Grados | $\Delta P$ |      |       | FD    | FL    | FR    |
|--------|------------|------|-------|-------|-------|-------|
|        | mmH2O      | mH2O | (Pa)  | (N)   | (N)   | (N)   |
| -5     | 10         | 0.01 | 0.000 | 0.007 | 0.080 | 0.080 |
|        | 20         | 0.02 | 0.000 | 0.011 | 0.130 | 0.130 |
|        | 30         | 0.03 | 0.000 | 0.020 | 0.229 | 0.230 |
|        | 40         | 0.04 | 0.000 | 0.030 | 0.339 | 0.340 |
|        | 50         | 0.05 | 0.000 | 0.049 | 0.558 | 0.560 |
|        | 60         | 0.06 | 0.000 | 0.060 | 0.687 | 0.690 |
| -10    | 10         | 0.01 | 0.000 | 0.024 | 0.138 | 0.140 |
|        | 20         | 0.02 | 0.000 | 0.040 | 0.227 | 0.230 |
|        | 30         | 0.03 | 0.000 | 0.059 | 0.335 | 0.340 |
|        | 40         | 0.04 | 0.000 | 0.096 | 0.542 | 0.550 |
|        | 50         | 0.05 | 0.000 | 0.118 | 0.670 | 0.680 |
|        | 60         | 0.06 | 0.000 | 0.155 | 0.876 | 0.890 |
| -15    | 10         | 0.01 | 0.000 | 0.039 | 0.145 | 0.150 |
|        | 20         | 0.02 | 0.000 | 0.083 | 0.309 | 0.320 |
|        | 30         | 0.03 | 0.000 | 0.116 | 0.435 | 0.450 |
|        | 40         | 0.04 | 0.000 | 0.163 | 0.609 | 0.630 |
|        | 50         | 0.05 | 0.000 | 0.215 | 0.802 | 0.830 |
|        | 60         | 0.06 | 0.000 | 0.272 | 1.014 | 1.05  |



**Figura 4.14** Dirección de los ángulos de la tabla 4.10.

En las Figuras 4.15 y 4.16 se muestran las gráficas de los valores calculados para el ala recta con perfil BAC J con un punto de apoyo en el túnel de viento, referente a ángulos positivos de ataque.

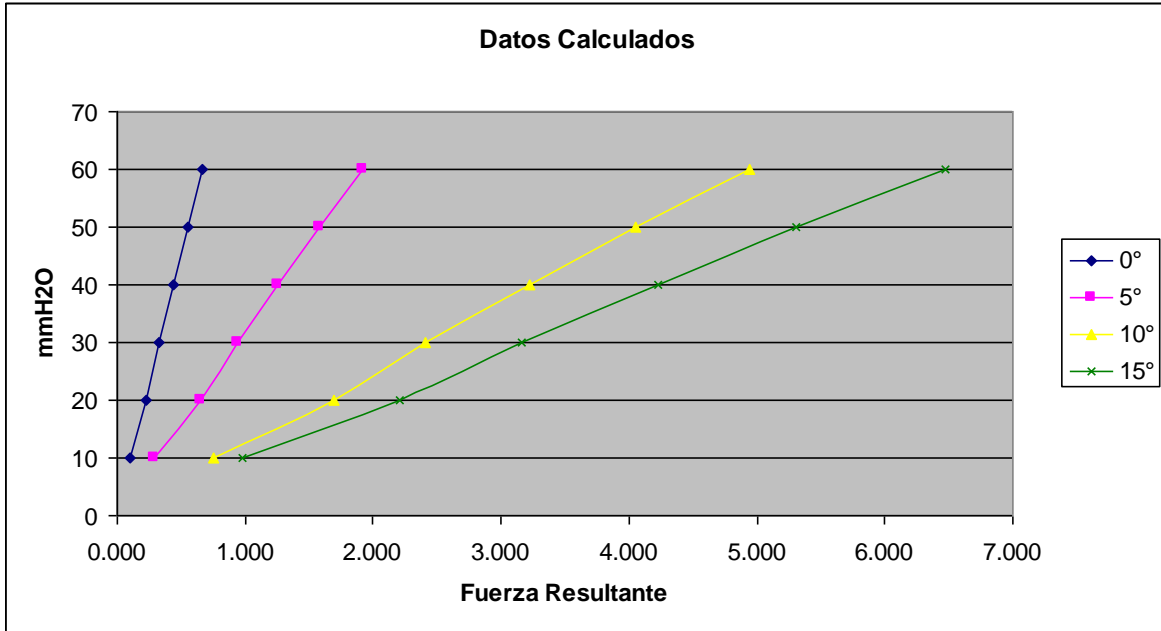


Figura 4.15 Gráfica de datos calculados para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.

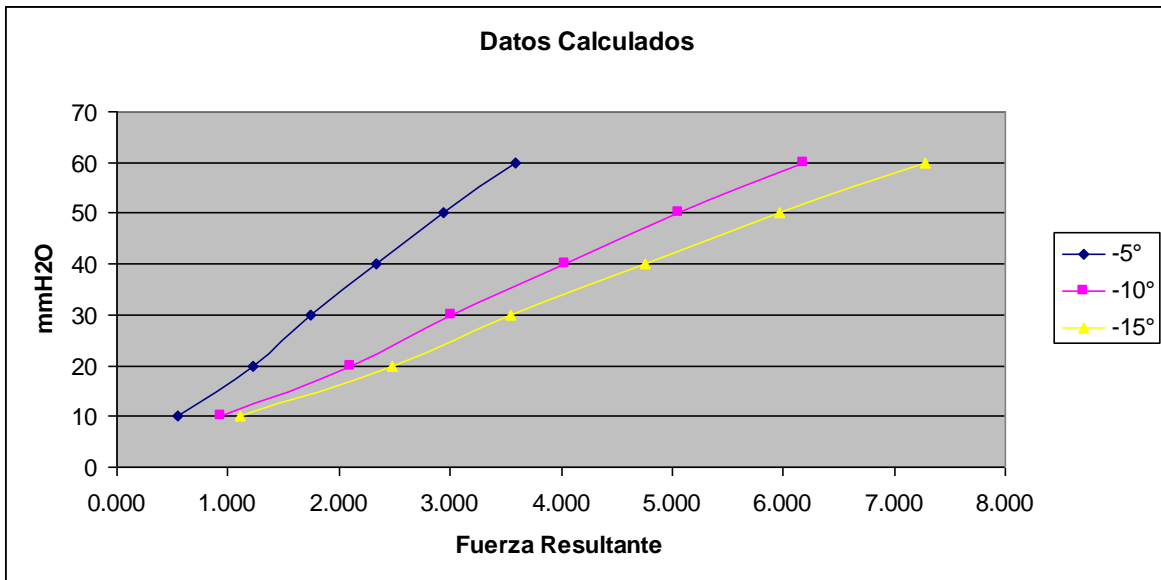


Figura 4.16 Gráfica de datos calculados para ángulos negativos de ala recta de perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.

En las Figuras 4.17 y 4.18 se muestran las gráficas de los valores experimentales para el ala recta con perfil BAC J con dos puntos de apoyo en el túnel de viento, referente a los ángulos negativos de ataque.

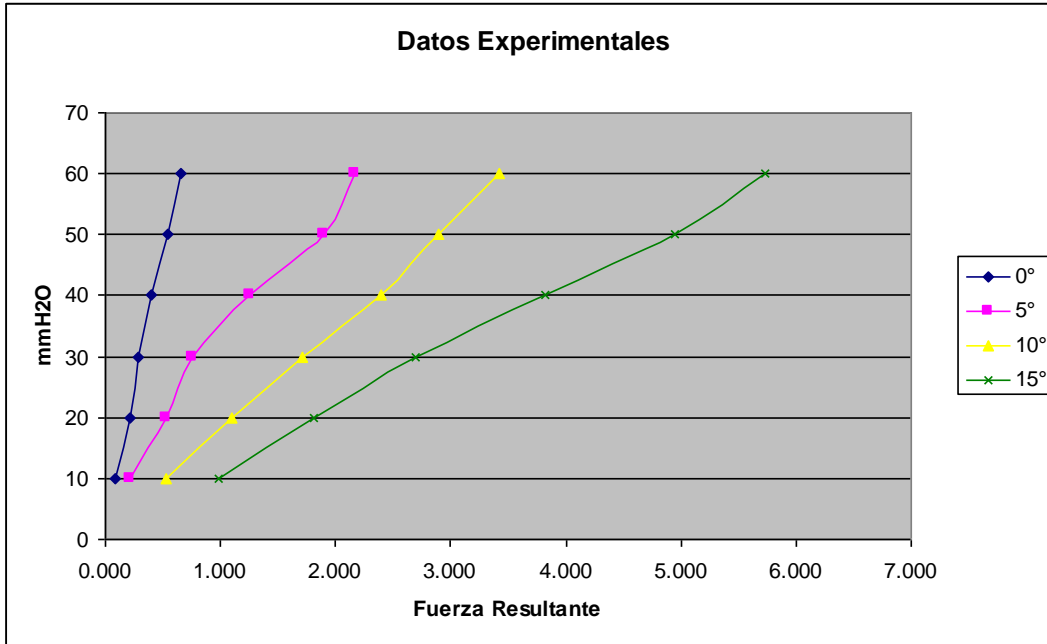


Figura 4.17 Gráfica de datos experimentales para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.

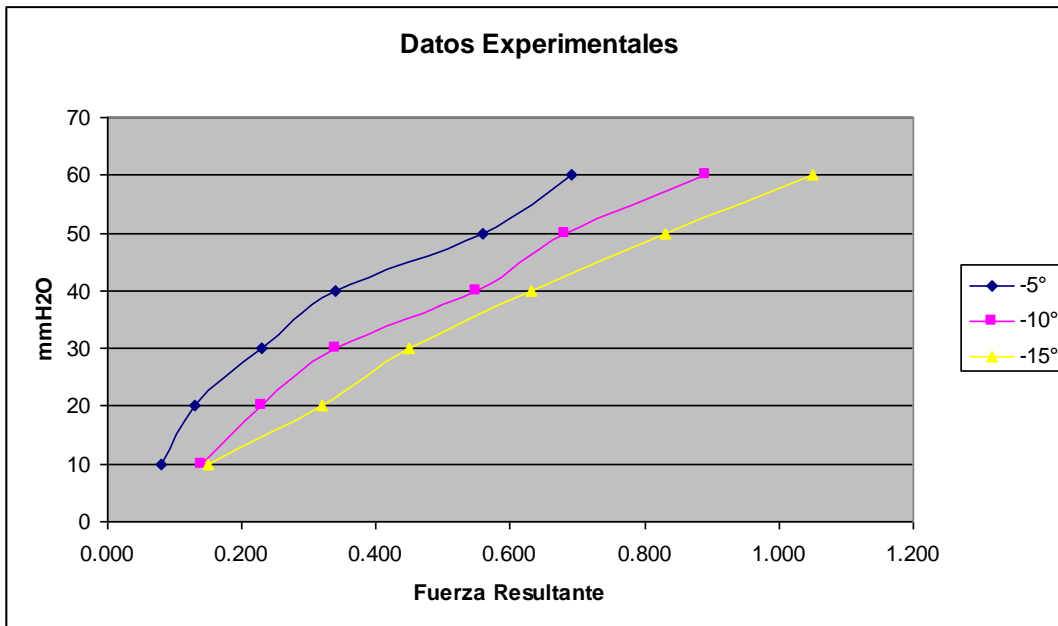


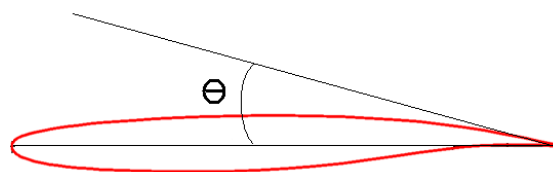
Figura 4.18 Gráfica de datos experimentales para ángulos negativos de ala recta de perfil BAC J con 1 punto de apoyo y sin acabado superficial.

#### 4.5 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre en ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo con acabado superficial

En la tabla 3.18 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 3.93 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.11** Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.

| Grados | $\Delta P$ |      |         | Fuerza Rslnt | Fuerza Rslnt |
|--------|------------|------|---------|--------------|--------------|
|        | mmH2O      | mH2O | (Pa)    | (N)          | (N)          |
| 0      | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.070       | 0.070        |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.160       | 0.160        |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.250       | 0.250        |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.340       | 0.340        |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -0.430       | 0.430        |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -0.550       | 0.550        |
| 5      | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.100       | 0.100        |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.190       | 0.190        |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.320       | 0.320        |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.420       | 0.420        |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -0.510       | 0.510        |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -0.630       | 0.630        |
| 10     | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.170       | 0.170        |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.350       | 0.350        |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.500       | 0.500        |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.750       | 0.750        |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -0.970       | 0.970        |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -1.130       | 1.130        |
| 15     | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.250       | 0.250        |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.580       | 0.580        |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.820       | 0.820        |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -1.200       | 1.200        |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -1.460       | 1.460        |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -1.970       | 1.970        |

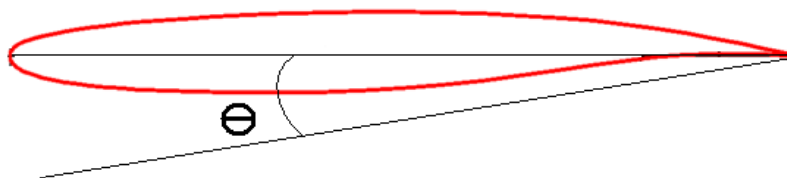


**Figura 4.19** Dirección de los ángulos de la tabla 4.11

En la tabla 4.12 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 4.20 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.12** Relación de variación de ángulos (negativos) de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.

| Grados | $\Delta P$ |      |         | Fuerza Exp  | Fuerza Exp  |
|--------|------------|------|---------|-------------|-------------|
|        | mmH2O      | mH2O | (Pa)    | Newtons (N) | Newtons (N) |
| -5     | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.080      | 0.080       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.170      | 0.170       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.320      | 0.320       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.450      | 0.450       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -0.630      | 0.630       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -0.820      | 0.820       |
| -10    | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.210      | 0.210       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.440      | 0.440       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.710      | 0.710       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.970      | 0.970       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -1.350      | 1.350       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -1.590      | 1.590       |
| -15    | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.330      | 0.330       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.770      | 0.770       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -1.250      | 1.250       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -1.760      | 1.760       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -2.150      | 2.150       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -2.67       | 2.67        |



**Figura 4.20** Dirección de los ángulos de la tabla 4.12

En las Figuras 4.21 y 4.22 se muestran las gráficas de los valores calculados para el ala recta con perfil BAC J con dos puntos de apoyo en el túnel de viento, referente a ángulos positivos de ataque.

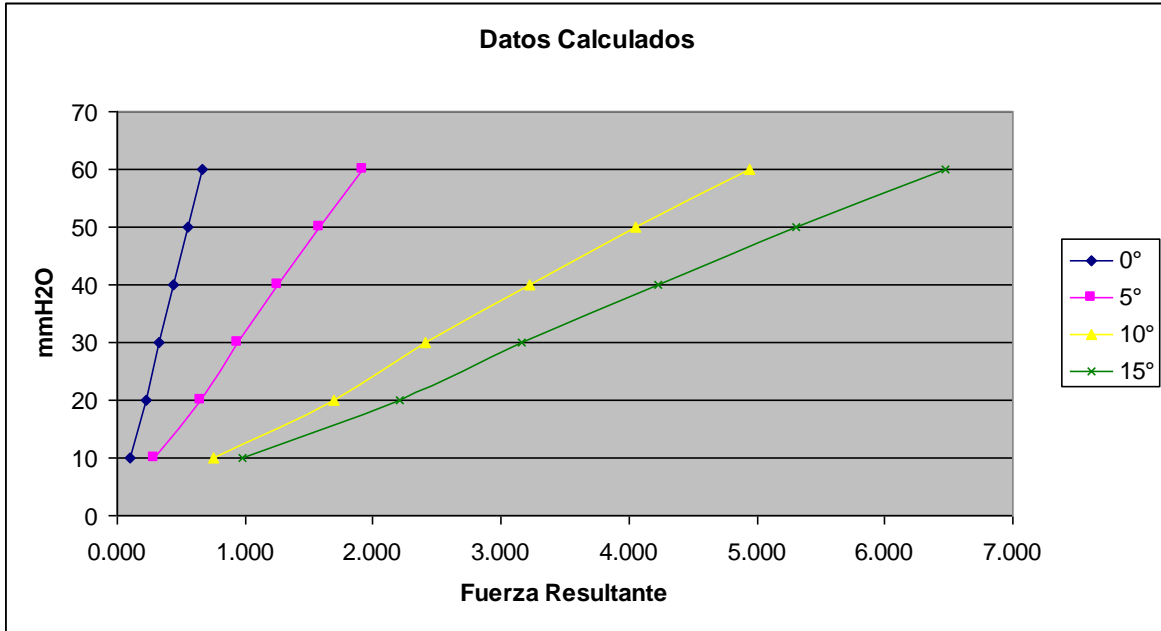


Figura 4.21 Gráfica de datos calculados para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.

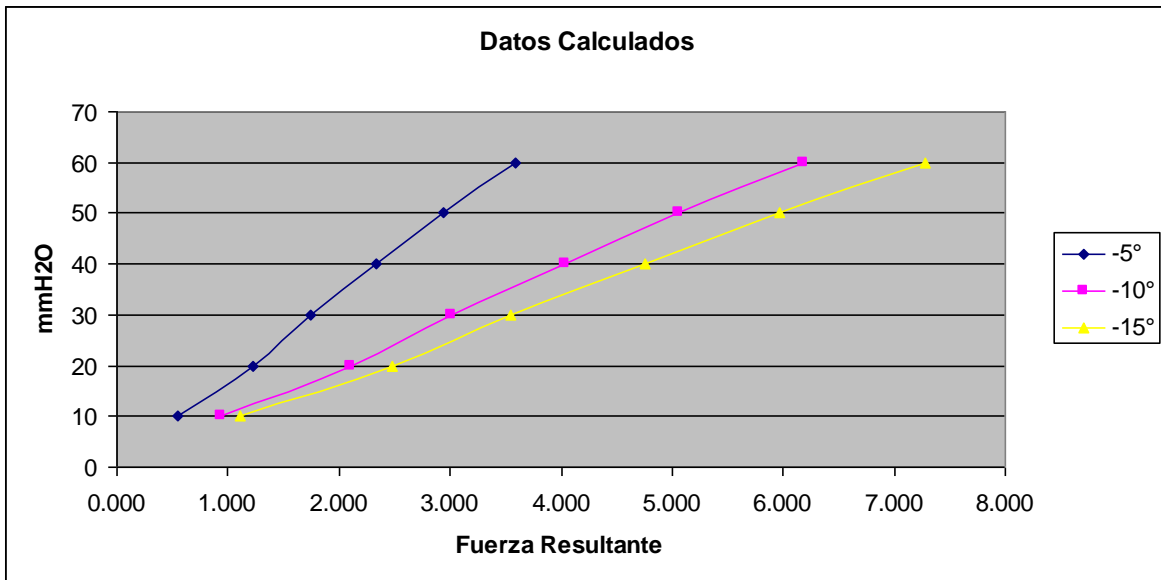


Figura 4.22 Gráfica de datos calculados para ángulos negativos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.

En las Figuras 4.23 y 4.24 se muestran las gráficas de los valores experimentales para el ala recta con perfil BAC J con dos puntos de apoyo en el túnel de viento, referente a los ángulos negativos de ataque.

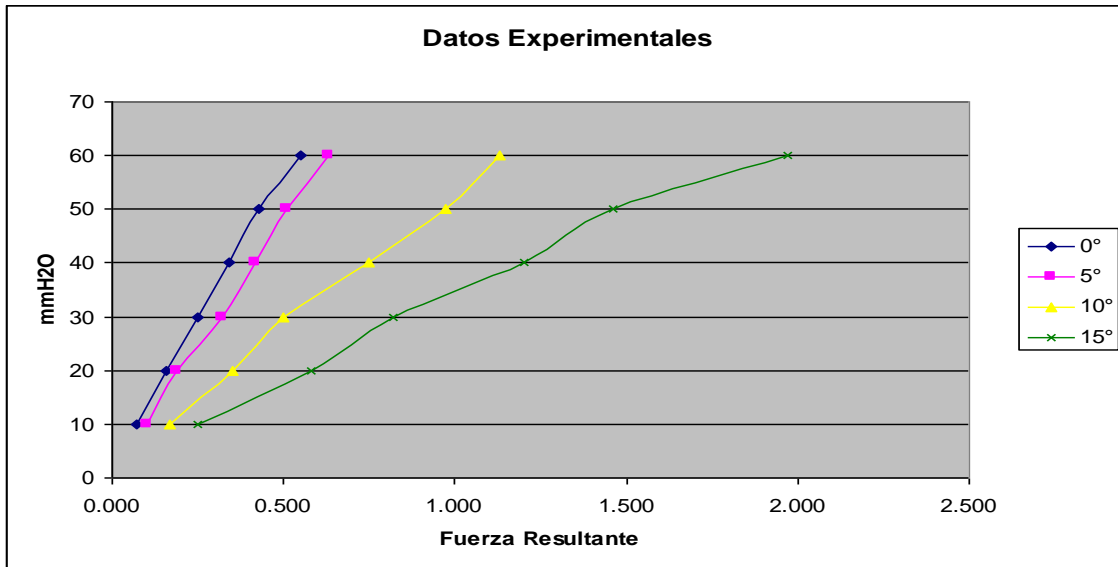


Figura 4.23 Gráfica de datos experimentales para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.

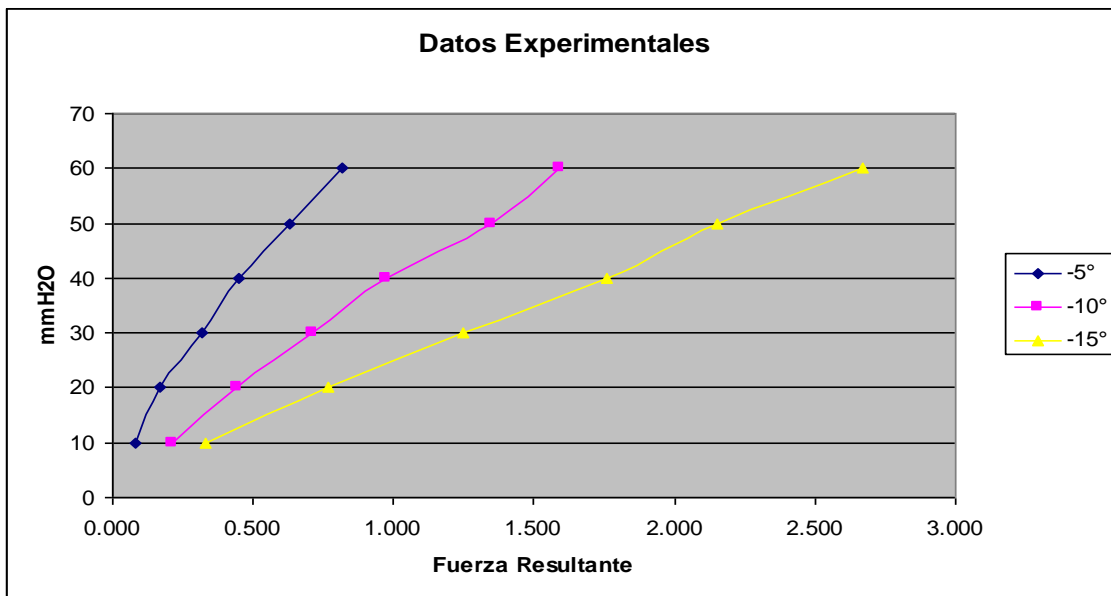


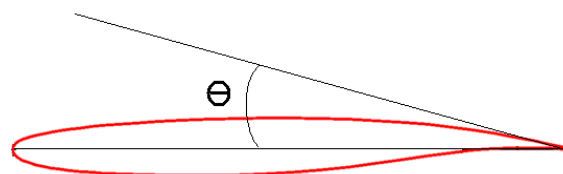
Figura 4.24 Gráfica de datos experimentales para ángulos negativos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y sin acabado superficial.

#### 4.6 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre en ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial

En la tabla 4.13 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 4.25 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.13** Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.

| Grados | ΔP    |      |         | Fuerza Rslnt | Fuerza Rslnt |
|--------|-------|------|---------|--------------|--------------|
|        | mmH2O | mH2O | (Pa)    | (N)          | (N)          |
| 0      | 10    | 0.01 | 97.806  | -0.110       | 0.110        |
|        | 20    | 0.02 | 195.611 | -0.210       | 0.210        |
|        | 30    | 0.03 | 293.417 | -0.320       | 0.320        |
|        | 40    | 0.04 | 391.223 | -0.390       | 0.390        |
|        | 50    | 0.05 | 489.029 | -0.480       | 0.480        |
|        | 60    | 0.06 | 586.834 | -0.550       | 0.550        |
| 5      | 10    | 0.01 | 97.806  | -0.130       | 0.130        |
|        | 20    | 0.02 | 195.611 | -0.250       | 0.250        |
|        | 30    | 0.03 | 293.417 | -0.330       | 0.330        |
|        | 40    | 0.04 | 391.223 | -0.430       | 0.430        |
|        | 50    | 0.05 | 489.029 | -0.520       | 0.520        |
|        | 60    | 0.06 | 586.834 | -0.620       | 0.620        |
| 10     | 10    | 0.01 | 97.806  | -0.180       | 0.180        |
|        | 20    | 0.02 | 195.611 | -0.360       | 0.360        |
|        | 30    | 0.03 | 293.417 | -0.500       | 0.500        |
|        | 40    | 0.04 | 391.223 | -0.680       | 0.680        |
|        | 50    | 0.05 | 489.029 | -0.850       | 0.850        |
|        | 60    | 0.06 | 586.834 | -1.050       | 1.050        |
| 15     | 10    | 0.01 | 97.806  | -0.320       | 0.320        |
|        | 20    | 0.02 | 195.611 | -0.560       | 0.560        |
|        | 30    | 0.03 | 293.417 | -0.890       | 0.890        |
|        | 40    | 0.04 | 391.223 | -1.160       | 1.160        |
|        | 50    | 0.05 | 489.029 | -1.540       | 1.540        |
|        | 60    | 0.06 | 586.834 | -1.780       | 1.780        |

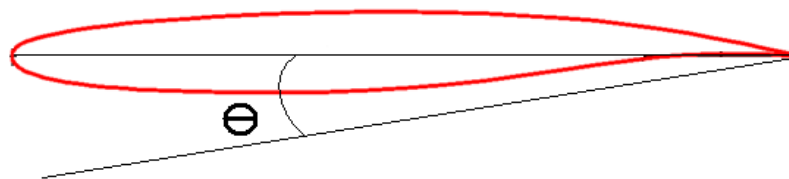


**Figura 4.25** Dirección de los ángulos de la tabla 4.13

En la tabla 4.14 se muestran los diferentes tipos de valores de la fuerza resultante con respecto a los valores de la presión a diferentes ángulos de ataque. En la figura 4.26 se muestran la dirección que siguen dichos ángulos.

**Tabla 4.14** Relación de variación de ángulos (negativos) de ataque y fuerza de ala recta con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.

| Grados | $\Delta P$ |      |         | Fuerza Exp  | Fuerza Exp  |
|--------|------------|------|---------|-------------|-------------|
|        | mmH2O      | mH2O | (Pa)    | Newtons (N) | Newtons (N) |
| -5     | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.090      | 0.090       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.200      | 0.200       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.310      | 0.310       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.420      | 0.420       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -0.530      | 0.530       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -0.670      | 0.670       |
| -10    | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.140      | 0.140       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.370      | 0.370       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -0.590      | 0.590       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -0.860      | 0.860       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -1.340      | 1.340       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -1.770      | 1.770       |
| -15    | 10         | 0.01 | 97.806  | -0.310      | 0.310       |
|        | 20         | 0.02 | 195.611 | -0.730      | 0.730       |
|        | 30         | 0.03 | 293.417 | -1.110      | 1.110       |
|        | 40         | 0.04 | 391.223 | -1.540      | 1.540       |
|        | 50         | 0.05 | 489.029 | -1.940      | 1.940       |
|        | 60         | 0.06 | 586.834 | -2.45       | 2.45        |



**Figura 4.26** Dirección de los ángulos de la tabla 4.14

En las Figuras 4.27 y 4.28 se muestran las gráficas de los valores calculados para el ala recta con perfil BAC J con dos puntos de apoyo en el túnel de viento y acabado superficial, referente a los ángulos positivos de ataque.

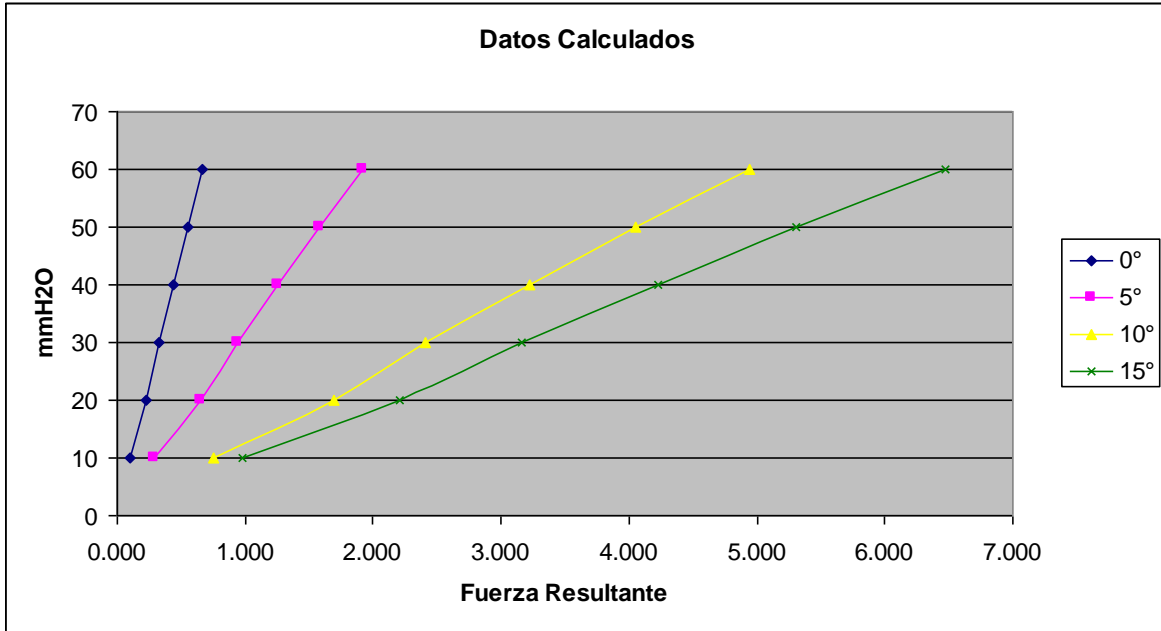


Figura 4.27 Gráfica de datos calculados para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.

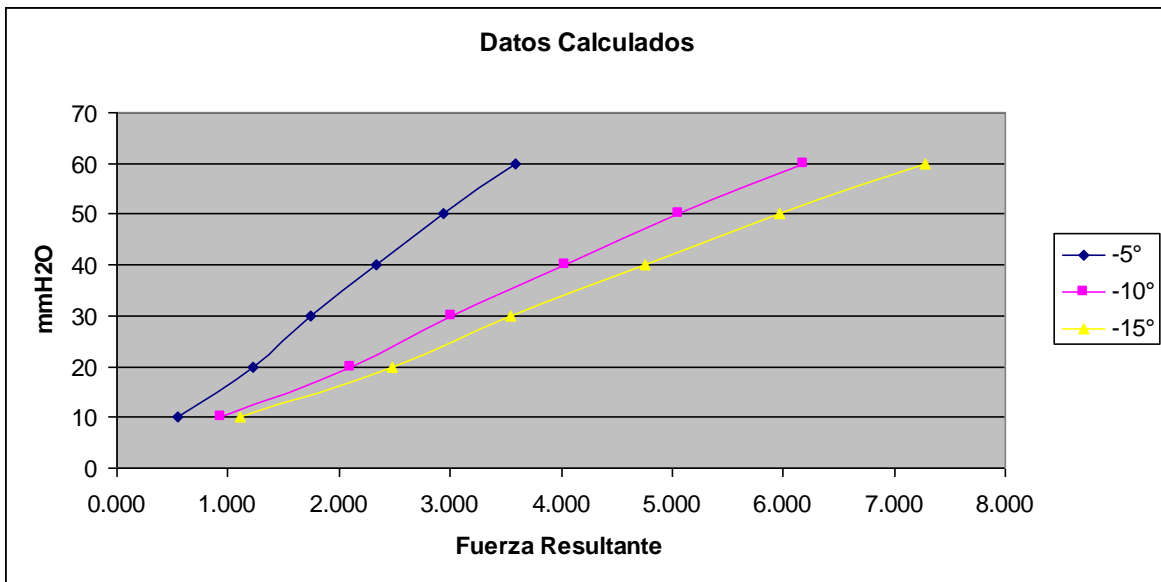


Figura 4.28 Gráfica de datos calculados para ángulos negativos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.

En las Figuras 4.29 y 4.30 se muestran las gráficas de los valores experimentales para el ala recta con perfil BAC J con dos puntos de apoyo en el túnel de viento y acabado superficial, referente a los ángulos positivos de ataque.

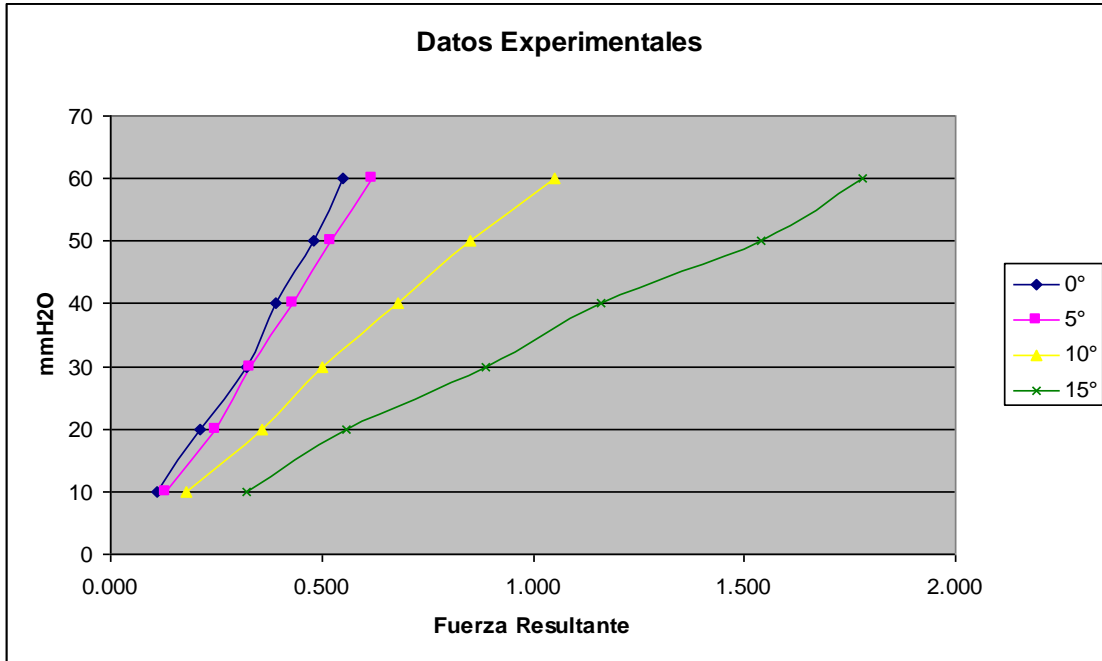


Figura 4.29 Gráfica de datos experimentales para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.

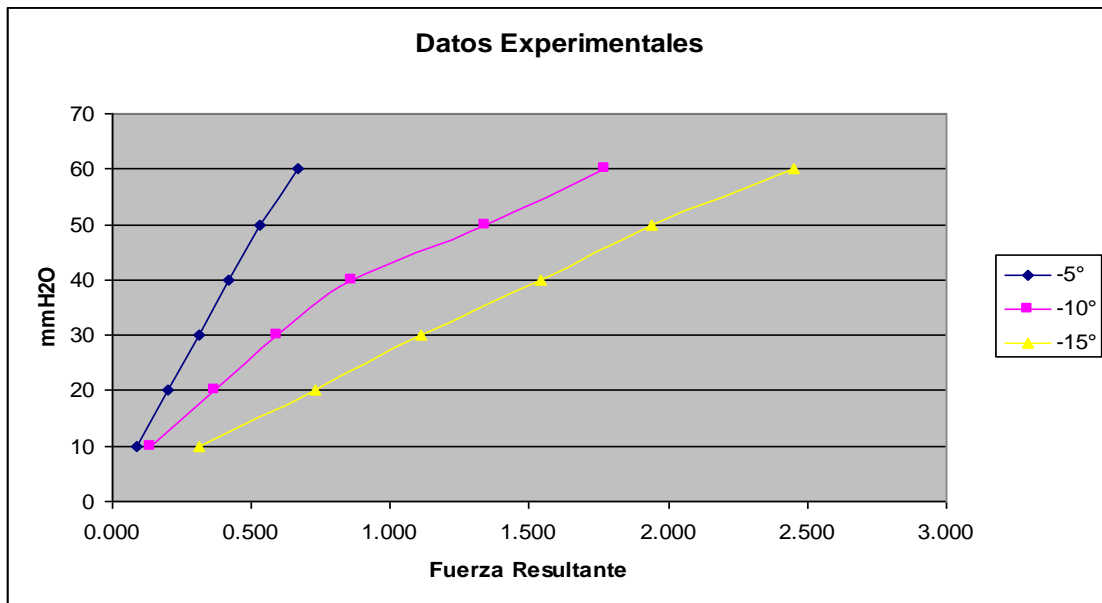
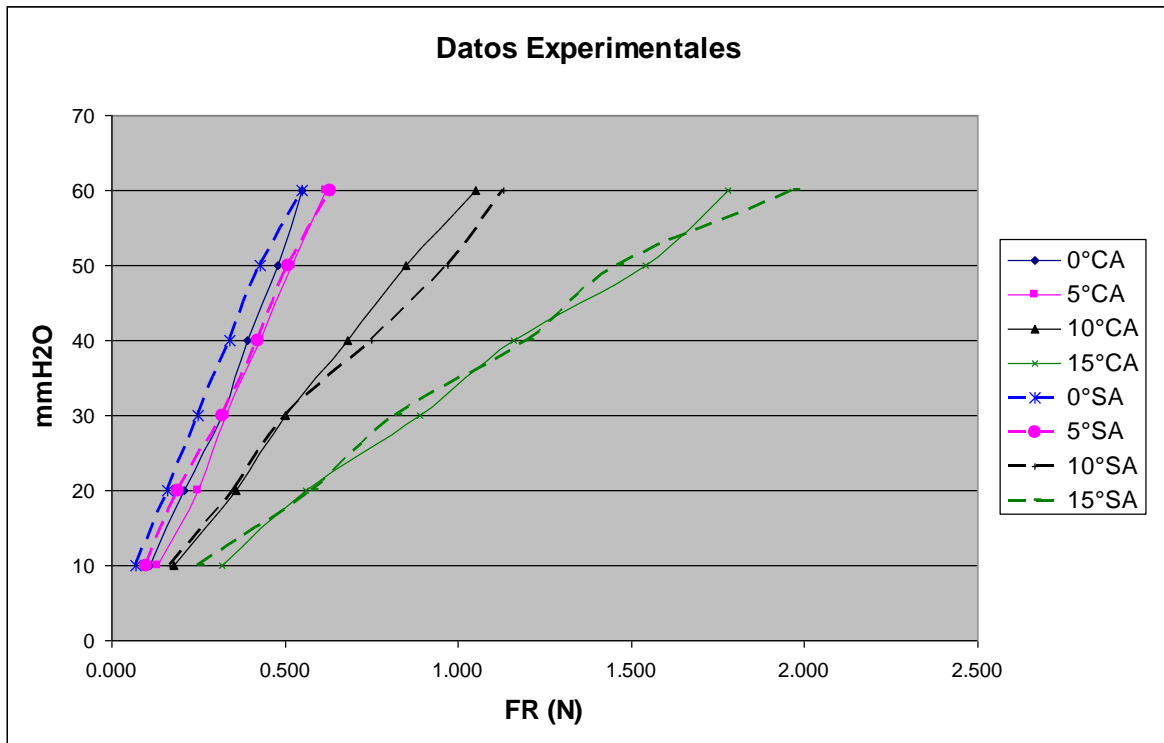


Figura 4.30 Gráfica de datos experimentales para ángulos negativos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo y acabado superficial.

A continuación se hace la comparación de las dos alas (con acabado y sin acabado) para ángulos positivos (Ver figura 4.31).



**Figura 4.31** Gráfica comparativa de datos experimentales para ángulos positivos de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo con y sin acabado superficial.

#### 4.7 Determinación de las fuerzas de empuje y arrastre en ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo con y sin acabado superficial para 8°, 10° y 12°.

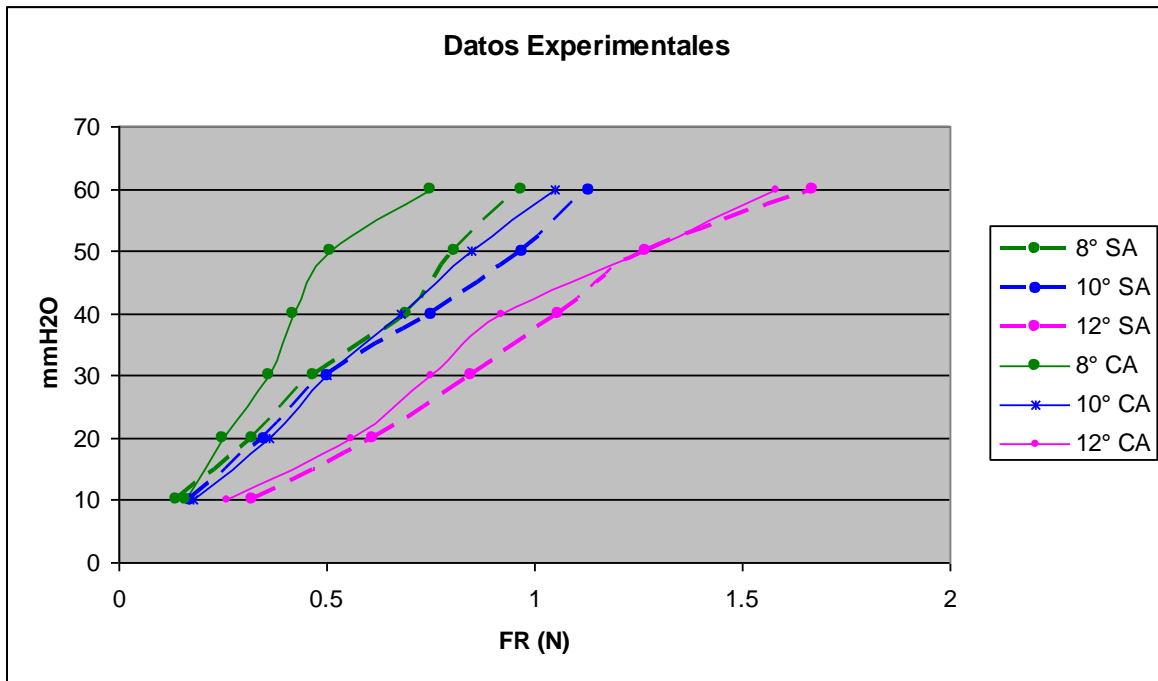
En base a la experimentación anteriormente realizada, se nota que para ángulos de 0 a 15 grados, no se muestran valores significativos, por lo que se escogerá un rango con intervalos menores para poder apreciar con mayor exactitud las variaciones en los valores (Tabla 4.15, 4.16, y figura 3.109)

**Tabla 4.15** Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo sin acabado superficial para 8°, 10° y 12°.

| Grados | $\Delta P$ | FD    | FL    | FR    |
|--------|------------|-------|-------|-------|
|        | mmH2O      | (N)   | (N)   | (N)   |
| 8      | 10         | 0.019 | 0.139 | 0.14  |
|        | 20         | 0.045 | 0.317 | 0.32  |
|        | 30         | 0.065 | 0.465 | 0.47  |
|        | 40         | 0.096 | 0.683 | 0.69  |
|        | 50         | 0.113 | 0.802 | 0.81  |
|        | 60         | 0.135 | 0.961 | 0.97  |
| 10     | 10         | 0.024 | 0.168 | 0.170 |
|        | 20         | 0.049 | 0.347 | 0.350 |
|        | 30         | 0.070 | 0.495 | 0.500 |
|        | 40         | 0.104 | 0.743 | 0.750 |
|        | 50         | 0.135 | 0.961 | 0.970 |
|        | 60         | 0.157 | 1.119 | 1.130 |
| 12     | 10         | 0.045 | 0.317 | 0.320 |
|        | 20         | 0.085 | 0.604 | 0.610 |
|        | 30         | 0.118 | 0.842 | 0.850 |
|        | 40         | 0.148 | 1.050 | 1.060 |
|        | 50         | 0.177 | 1.258 | 1.270 |
|        | 60         | 0.232 | 1.654 | 1.670 |

**Tabla 4.16** Relación de variación de ángulos de ataque y fuerza de ala recta con perfil BAC J con 2 puntos de apoyo con acabado superficial para 8°, 10° y 12°.

| Grados | $\Delta P$ | FD    | FL    | FR    |
|--------|------------|-------|-------|-------|
|        | mmH2O      | (N)   | (N)   | (N)   |
| 8      | 10         | 0.022 | 0.158 | 0.16  |
|        | 20         | 0.035 | 0.248 | 0.25  |
|        | 30         | 0.050 | 0.356 | 0.36  |
|        | 40         | 0.058 | 0.416 | 0.42  |
|        | 50         | 0.071 | 0.505 | 0.51  |
|        | 60         | 0.104 | 0.743 | 0.75  |
| 10     | 10         | 0.025 | 0.178 | 0.180 |
|        | 20         | 0.050 | 0.356 | 0.360 |
|        | 30         | 0.070 | 0.495 | 0.500 |
|        | 40         | 0.095 | 0.673 | 0.680 |
|        | 50         | 0.118 | 0.842 | 0.850 |
|        | 60         | 0.146 | 1.040 | 1.050 |
| 12     | 10         | 0.036 | 0.257 | 0.260 |
|        | 20         | 0.078 | 0.555 | 0.560 |
|        | 30         | 0.104 | 0.743 | 0.750 |
|        | 40         | 0.128 | 0.911 | 0.920 |
|        | 50         | 0.177 | 1.258 | 1.270 |
|        | 60         | 0.220 | 1.565 | 1.580 |



**Figura 4.32** Gráfica comparativa de datos experimentales para ángulos de 8°, 10° y 12° de ala recta de perfil BAC J con 2 puntos de apoyo con y sin acabado superficial.

## Conclusiones

A través de la investigación realizada a lo largo del presente trabajo de tesis, se llegaron a una serie de conclusiones basadas en la experimentación de prototipos de diseño propio o normado, por medio de un túnel de viento con lo cual se obtiene la caracterización del perfil aerodinámico en forma sistematizada.

La rugosidad presente en las alas de prueba, se debe reducir al mínimo, debido a que la de fuerza de empuje en su componente de arrastre se incrementa notablemente al tener una alta rugosidad, y en consecuencia los resultados experimentales se alteran de una manera negativa al momento de hacer las mediciones. (Ver figura 3.50)

Es importante tener buen apoyo por parte del ala al momento de realizar la experimentación, en este caso dos puntos de apoyo, lo cual va a disminuir la vibración extrema a altas velocidades, con lo que se obtendrán resultados más certeros. (Ver figura 3.77)

En base a la interpretación de las gráficas comparativas entre las alas con acabado y sin acabado superficial, ambas con dos puntos de apoyo, se concluye que los grados óptimos para la operación del perfil BAC J (el cual se utiliza por el modelo Boeing 747) son de 8 a 12 grados, esto es porque de 0 a 5 grados se observa que las curvas de la fuerza resultante son muy similares, por otro lado a 15 grados se ve que las líneas de tendencia serían prácticamente las mismas y a mayores grados el ala entraría en el estado de pérdida. (Ver figura 4.32.)

Esto nos indica que los rangos extremos de las mediciones realizadas se pueden omitir debido a que no arrojan resultados significativos. Al momento de analizar las curvas de 8 a 12 grados, se muestra que existe una variación significativa entre las curvas comparativas, y se obtiene una menor resistencia en el ala que tiene acabado superficial. Por esta interpretación se infiere que su mejor operación se encuentra a 8 grados, lo cual

coincide con la bibliografía que dice que durante su operación en crucero, su ángulo de ataque es el anteriormente mencionado.

En base a los resultados obtenidos, se puede asegurar que la metodología es didácticamente aplicable en las áreas de licenciatura y maestría, debido a que los alumnos podrán realizar nuevos diseños combinando cualquier perfil alar, con cualquier estructura y tipo de ala, para con ello realizar experimentación y obtener los grados óptimos de sus nuevas propuestas y demostrar un mejor rendimiento.

Para finalizar; la metodología propuesta ayudará a la construcción de un ala ya sea normada o creada por el diseñador, la cual inicia desde la obtención del perfil en dos dimensiones hasta su fabricación del prototipo físico. Y con este se podrán realizar pruebas a través de la experimentación en un túnel aerodinámico para obtener los datos necesarios y así encontrar el rango de ángulos de ataque donde se obtiene el mejor rendimiento de un perfil en específico.

## **Recomendaciones y trabajos futuros**

Sobre las recomendaciones que propondría a la hora de realizar experimentos y pruebas similares a las que se desarrollan en este trabajo de tesis, puedo decir primeramente tener un conocimiento sobre aerodinámica, desde conceptos principales como principios teóricos. Otra recomendación es leer los manuales antes y durante de poner en ejecución cualquier equipo del laboratorio para despejar cualquier duda existente.

Trabajar en un área despejada durante las pruebas con el túnel de viento, de al menos dos metros a la entrada del flujo y cuatro metros a la salida del mismo, esto es para que el flujo de aire sea uniforme y no se tengan alteraciones de presiones, así como también el aire pueda fluir libremente a lo largo del recorrido en la sección de trabajo. Tener el túnel de viento en un cuarto libre de partículas de polvo.

Por último, al momento de hacer las mediciones y recolección de datos, trabajar con al menos un ayudante. Una persona (el experimentador) será el responsable de tomar las lecturas y cambiar la inclinación de los grados, mientras que el ayudante será responsable de variar las velocidades del flujo. Dicha observación es porque a la hora de realizar la experimentación, simultáneamente se tiene que estar variando la velocidad mientras se lee la fuerza resultante en la pantalla y se cuida que el perfil este funcionando correctamente. Estas tres tareas son indispensables y se tiene que tener buen control en las mismas para no involucrar errores de precisión, por lo que le es muy complicado a una sola persona llevarlas a cabo.

En lo que concierne a los trabajos futuros, se pretende aplicar los principios básicos de ésta metodología y experimentación para llevarlos ahora a velocidades supersónicas con ayuda de un túnel de viento supersónico. Tendría la diferencia que ahora no serían perfiles de plástico ABS, si no que ya serían perfiles de algún metal maquinado en CNC, para tener mayor precisión y un mejor acabado, dado que a éstas velocidades por arriba del Mach = 1, se tiene que llegar a un acabado espejo.

Otro trabajo futuro es instrumentar el túnel de viento (ya sea supersónico o subsónico) para medir vibraciones y esfuerzos, con lo que tendríamos un mejor análisis estructural de nuestro ala con el perfil seleccionado.

## REFERENCIAS

- [1] Juan Zitnik. Manual de vuelo del PIPER PA-11.  
([http://juanzitnik1.tripod.com/sitebuildercontent/sitebuilderfiles/4\\_aerodinamica.pdf](http://juanzitnik1.tripod.com/sitebuildercontent/sitebuilderfiles/4_aerodinamica.pdf)) (En español)
- [2] Miguel Ángel Muñoz. Principios básicos de la aerodinámica.  
(<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV12.html>) (En español)
- [3] Crowe, Elger, Roberson. Mecánica de fluidos. Editorial Patria. 8ava Edición. México (2007). 711 páginas.
- [4] Smits. Mecánica de fluidos. Una introducción física. Editorial Alfaomega. México (2003)
- [5] Conceptos de Aerodinámica.  
(<http://www.aviacionulm.com/aerodinamicaconceptos.html>) (En español)
- [6] Glenn Bugos. Instituto de prensa Naval  
(<http://eh.net/encyclopedia/article/bugos.aerospace.industry.history>) (En inglés)
- [7] Mercedes López. Domadores del aire. Tráfico y seguridad vial. No. 201 (2010)  
(<http://www.dgt.es/revista/archivo/pdf/num201-2010-tunelviento.pdf>) (En español)
- [8] Japan Aerospace Exploration Agency. (2007).  
([http://www.jaxa.jp/about/2025/index\\_e.html](http://www.jaxa.jp/about/2025/index_e.html)) (En inglés)
- [9] Baales D. Donald y William R. Corlis. "Los túneles de viento de la NASA"  
( En inglés)
- [10] Jim Wilson. Editor oficial de la NASA. (Febrero del 2010)  
([http://www.nasa.gov/about/highlights/what\\_does\\_nasa\\_do.html](http://www.nasa.gov/about/highlights/what_does_nasa_do.html)) (En inglés).
- [11] Marty Curry. Editor Oficial de la Nasa. Marzo (2008)  
([http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/X-press/stories/2005/032505\\_NACA\\_90th.html](http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/X-press/stories/2005/032505_NACA_90th.html)) (2005) (En inglés)
- [12] American Institute of Aeronautics And Astronautics Inc. (2010)  
(<http://www.aiaa.org/content.cfm?pageid=189>) (En inglés)
- [13] Boeing. (Febrero 2010)  
(<http://www.boeing.com/companyoffices/aboutus/brief.html>) (En inglés)
- [14] Asociación de la Industria Aeroespacial (2010) (<http://www.aia-aerospace.org/>) (En inglés)
- [15] Hughes Aerospace Corporation. (2009)  
(<http://www.hughesaerospace.com/aboutus.html>) (En inglés)
- [16] EADS. (2010). ([www.eads.com](http://www.eads.com)) (En inglés)
- [17] Airbus SAS (2010) (<http://www.airbus.com/en/corporate/>) (En inglés)
- [18] Mario Nikis. European Space Agency. (27 de enero 2009)  
([http://www.esa.int/esaCP/SEMN29W4QWD\\_Spain\\_0.html](http://www.esa.int/esaCP/SEMN29W4QWD_Spain_0.html)) (En español)
- [19] Aerospace and Defense Association of Europe.  
(<http://www.asd-europe.org/site/index.php?id=3>)
- [20] United Aircraft Corporation. (Febrero 2008). (<http://www.uacrussia.ru/en/>) (En inglés)
- [21] Japan Aerospace Exploration Agency. (2007).  
([http://www.jaxa.jp/about/index\\_e.html](http://www.jaxa.jp/about/index_e.html)) (En inglés)
- [22] The British Standards Institution (2010) (<http://www.bsigroup.com.mx/es-mx/Auditoria-y-Certificacion/Sistemas-de-Gestion/Normas-y-estandares/AS9100/>) (En español)

- [23] Instituto Americano de Aeronáutica y Astronáutica. AIAA (2010) (<http://www.aiaa.org/content.cfm?pageid=169>) (En inglés)
- [24] Sergio Esteban Roncero. Cálculo de aviones. (Mayo 2008) ([http://aero.us.es/adesign/Slides/Pautas/Tema\\_Extra\\_Introduccion\\_Perfiles\\_NACA.pdf](http://aero.us.es/adesign/Slides/Pautas/Tema_Extra_Introduccion_Perfiles_NACA.pdf)) (En español)
- [25] Federal Aviation Administration. (1 de junio 2010) (<http://www.faa.gov/>) (En inglés)
- [26] Laura Hitchcock. Gerente de proyectos externos sobre normas en Boing. (Diciembre 2009)([http://www.astm.org/SNEWS/SPANISH/SPND09/provocative\\_spnd09.html](http://www.astm.org/SNEWS/SPANISH/SPND09/provocative_spnd09.html)) (En español)
- [27] Boris Quase. Procedimientos y estandarizaciones. Airbus ([http://www.nl.din.de/sixcms\\_upload/media/2566/4\\_Airbus%20Standardization%20ILA%202008\\_Quase.51095.pdf](http://www.nl.din.de/sixcms_upload/media/2566/4_Airbus%20Standardization%20ILA%202008_Quase.51095.pdf)) (En inglés).
- [28] Fausto Rodríguez Ibarra. Jefe del departamento de laboratorios. IPN. (22 de junio 2010)([http://www.esimetic.ipn.mx/wps/wcm/connect/esime\\_ticomán/ESIME\\_TICOMAN/Inicio/SER\\_EXT/SERVLAB/AERODINAMICA/INDEX.HTM](http://www.esimetic.ipn.mx/wps/wcm/connect/esime_ticomán/ESIME_TICOMAN/Inicio/SER_EXT/SERVLAB/AERODINAMICA/INDEX.HTM)) (En español)
- [29] Universidad Noruega de Ciencia y Tecnología. (<http://www.ivt.ntnu.no/ept/Laboratories/Aerodynamic-lab.php>) (En español).
- [30] Israel Institute of Technology. (2010) (<http://ae-www.technion.ac.il/>) (En inglés)
- [31] Dr. Steven Zan. Director del NCR. (<http://www.nrc-cnrc.gc.ca/obj/iar-ira/doc/aerodynamics-laboratory.pdf>) (En inglés)
- [32] Servicios de Laboratorio de la Universidad de Málaga. (<http://www.fluidmal.uma.es/pdfs/mecanicafluidos.pdf>) (En español)
- [33] *Shapiro, Ascher H. La dinámica y la termodinámica del flujo fluido compresible (1953)*
- [34] James A. Fay. Mecánica de Fluidos. Primera edición. México 1996. Editorial Continental. En español. 604 páginas.
- [35] Universidad de Oviedo. Escuela Politécnica Superior de Ingeniería de Gijón. (2008) Apuntes de Mecánica de fluidos. ([http://www.unioviado.es/Areas/Mecanica.Fluidos/docencia/\\_asignaturas/mecanica\\_de\\_fluidos/08\\_09/II.4.%20FLUJO%20COMPRESIBLE%200809.pdf](http://www.unioviado.es/Areas/Mecanica.Fluidos/docencia/_asignaturas/mecanica_de_fluidos/08_09/II.4.%20FLUJO%20COMPRESIBLE%200809.pdf)) (En español).
- [36] Aerodinámica en el automóvil. (2003). ([http://aerodinamicaautomovil.iespana.es/tunels%20de%20vent\\_es.htm](http://aerodinamicaautomovil.iespana.es/tunels%20de%20vent_es.htm)) (En español)
- [37] Observatorio de la NASA. (1998). Daniel Mauricio Giraldo. (<http://fluidos.eia.edu.co/hidraulica/articulos/es/flujodegases/tuneldeviento2/tunelvie nto2espanol.html>) (En español).
- [38] Alejandra Santamaría. Mecánica de vuelo, numero 98-II. (<http://www.cvlmallorca.com/teoria2-e.php>) (En español)
- [39] Sergio Esteban Roncero. Aeronaves y vehículos espaciales. Universidad de Sevilla (2009) ([http://aero.us.es/AVE/archivos/Y0910/Tema4\\_parte3\(WEB\).pdf](http://aero.us.es/AVE/archivos/Y0910/Tema4_parte3(WEB).pdf)) (En español).
- [40] Baales, Donald. Túneles de viento de la NASA. (<http://www.hq.nasa.gov/office/pao/History/SP-440/contents.htm>) (En inglés).

- [41] (2010) ([http://www.worldlingo.com/ma/enwiki/es/Aerodynamics#Supersonic\\_flow](http://www.worldlingo.com/ma/enwiki/es/Aerodynamics#Supersonic_flow)) (En español)
- [42] Miguel Ángel Muñoz. Principios básicos de Aerodinámica. (<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV12.html>) (En español)
- [43] Yunus A. Cengel, Michael A. Boles. Termodinámica. Sexta Edición. Editorial Mc Graw Hill. (México 2009) 1008 Páginas.
- [44] Alejandro Rivas, Gorka Sánchez. Laboratorio de Mecánica de fluidos. Universidad de Navarra Escuela Superior de Ingenieros. Práctica de CFE Evaluada (2006)
- [45] Fluidos Reales. Capítulo 6. (<http://bohr.inf.um.es/miembros/moo/p-flr.pdf>) (En español)
- [46] Universidad de Sonora. Laboratorio de Mecánica y Fluidos. Práctica 12. (<http://www.fisica.uson.mx/manuales/mecyfluidos/mecyflu-lab12.pdf>) (En español)
- [47] Carlos Andrés Mesa. Aerodinámica. (<http://dpacolombia.8k.com/html/aerodinamic.htm>) (En español)
- [48] Francisco González Longatt. Reporte de Investigación. Perfil Aerodinámico empleados en turbinas de viento. Enero 2006.
- [49] Grupo de Ingeniería de Organización. Universidad de Sevilla. Análisis de procesos y mejora de métodos en el montaje de los estabilizadores de un avión.
- [50] AF100 Subsonic Wind Túnel. User Guide. TecQuipment.
- [51] Victor Streeter. Mecánica de Fluidos. (2000). Ed. Mc Graw Hill. Novena Edición. Colombia.
- [52] Anibal Isidro Carmona. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Décima Edición. (2000) Madrid, España.
- [53] Dossat, Roy. Principios de Refrigeración. (2001). Ed. CECSA.
- [54] Instructor's Guide. Dimension 3D Printing. (2006)
- [55] Sajeel Akhtar, Isaac Lleixa. Estudio aerodinámico y estructural de un ala A380 y su modificación. (Julio 2010) <http://es.scribd.com/doc/55717750/12/Alas-supercriticas>
- [56] Ferdinand P. Beer, Russell Johnston. Mecánica Vectorial para Ingenieros. (1990). Quinta edición. México.