



**Análisis de parámetros físicos y aerodinámicos, mediante el uso de documentación
técnica de perfiles NACA y rehabilitación de túnel de viento TSA-MD-07**

Chérrez Manzano, Joel Santiago

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Monografía, previo a la obtención del título de Tecnólogo en Mecánica Aeronáutica

Ing. Muñoz Grandes, Milton Stalin

29 de enero del 2024

Latacunga

Reporte de verificación de contenidos



Plagiarism and AI Content Detection Report

TESIS_CherrezJoel Cap 2 y 3.docx

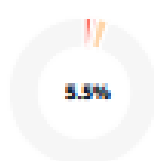
Scan details

Scan time: January 29th, 2024 at 17:5 UTC

Total Pages: 32

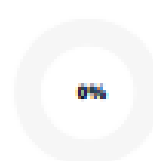
Total Words: 7825

Plagiarism Detection



Types of plagiarism		Words
Identical	1.8%	142
Minor Changes	1.1%	86
Paraphrased	2.6%	201
Omitted Words	0%	0

AI Content Detection



Text coverage		Words
AI text	0%	0
Human text	100%	7825

[Learn more](#)

🔍 Plagiarism Results: (7)

📄 (PDF) El perfil alar y su nomenclatura NACA 3.4%

https://www.researchgate.net/publication/285173812_el_perfil_alar_y_su_nomenclatura_naca

Santiago Pinzón Paz

ArticlePDF AvailableEl perfil alar y su nomenclatura NACA September 2013 Ciencia y Poder Aéreo 8(1):26
DOI:10.18667/cienciaypoder...

📄 Untitled Document 3.3%

<https://publicacionesfac.com/index.php/cienciaypoderaereo/articulo/download/14/106/238?inline=1>

El perfil alar y su nomenclatura NACA The airfoil and its naca nomenclature rev.ciencia.poder...

📄 Redalyc.EL PERFIL ALAR Y SU NOMENCLATURA NACA 3.3%

<https://www.redalyc.org/pdf/6735/673571171065.pdf>

Pinzón Paz, Santiago

Ciencia y Poder Aéreo ISSN: 1909-7050 cienciaypoderaereo@epfac.edu.co Escuela de Posgrados de la Fuerza Aérea Colombiana Colombia Pinzón...

📄 EL PERFIL ALAR Y SU NOMENCLATURA NACA 1 - PDF Free Download 2.4%

<https://docplayer.es/83060908-el-perfil-alar-y-su-nomenclatura-naca-1.html>

Iniciar la sesión ...





Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Certificación

Certifico que la monografía: "Análisis de parámetros físicos y aerodinámicos, mediante el uso de documentación técnica de perfiles NACA y rehabilitación de túnel de viento TSA-MD-07" fue realizada por el/los señor/s señoras **Cherrez Manzano, Joel Santiago**, la misma que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, además fue revisada y analizada en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se la sustente públicamente.

Latacunga, 29 de enero del 2024

Firma:

.....

Muñoz Grandes, Milton Stalin

C. C. 0502445547



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica
Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Responsabilidad de Autoría

Yo, **Cherrez Manzano, Joel Santiago**, con cédula de ciudadanía n°1804204731, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: **"Análisis de parámetros físicos y aerodinámicos, mediante el uso de documentación técnica de perfiles NACA y rehabilitación de túnel de viento TSA-MD-07"** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Latacunga, 29 de enero del 2024

Firma

Cherrez Manzano, Joel Santiago

C.C.: 1804204731



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica
Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Autorización de Publicación

Yo/ nosotros **Cherrez Manzano, Joel Santiago** con cédula de ciudadanía n°1804204731, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **"Análisis de parámetros físicos y aerodinámicos, mediante el uso de documentación técnica de perfiles NACA y rehabilitación de túnel de viento TSA-MD-07"** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, 29 de enero del 2024

Firma:

Cherrez Manzano, Joel Santiago

C.C. 1804204731

Dedicatoria

El presente proyecto técnico de titulación se lo dedico a mi familia, especialmente a mis padres Marcelo Chérrez y Kati Manzano, quienes siempre me han apoyado incondicionalmente en todas las decisiones que he tomado a lo largo de mi vida estudiantil, brindándome cariño y amor incondicional en los momentos que más lo necesite, ellos han sido mi pilar a lo largo de toda mi carrera estudiantil, gracias a ellos por inculcarme valores que me han convertido en la persona respetuosa, honesta y responsable que soy actualmente.

De manera muy especial este proyecto me dedico a mi persona, por nunca rendirme y ser perseverante en todas las dificultades que se me atravesaron a lo largo de mi carrera, por siempre mantener una actitud positiva y motivadora, permitiéndome cumplir la meta de finalizar mi carrera profesional.

JOEL SANTIAGO CHÉRREZ MANZANO

Agradecimiento

Mi más profundo y sincero agradecimiento a mis padres por siempre estar para mí cuando más los necesite, por enseñarme el significado de la palabra perseverancia y lo mucho que uno tiene que luchar y no rendirse para conseguir lo que más quiere y anhela.

Agradezco a mi tutor de tesis por brindarme su tiempo, para transmitirme nuevos conocimientos que han sido de gran apoyo no solo al realizar mi proyecto de titulación, si no a lo largo de mi vida profesional.

Mi agradecimiento a las empresas SAMAFE SERVICIOS S.A y AEROFOR S.A por brindarme la oportunidad de profundizar mis conocimientos en el área practica en el mantenimiento de aeronaves y permitirme hacer uso de sus instalaciones para un mejor aprendizaje y experiencia en mi vida preprofesional.

JOEL SANTIAGO CHÉRREZ MANZANO

ÍNDICE DE CONTENIDO

Carátula 1

Reporte de verificación de contenidos..... 2

Certificación 3

Responsabilidad de Autoría..... 4

Autorización de Publicación 5

Dedicatoria 6

Agradecimiento..... 7

Índice de contenido 8

Índice de figuras13

Índice de tablas16

Resumen.....17

Abstract18

Capítulo I: Planteamiento del problema de investigación.....19

Antecedentes.....19

Planteamiento del problema19

Justificación20

Objetivos.....21

***Objetivo general*.....21**

***Objetivos específicos*21**

Capítulo II: Marco teórico22

Aerodinámica.....22

Fluidos	23
Temperatura.....	23
Densidad	24
Presión	24
<i>Presión atmosférica.....</i>	<i>25</i>
<i>Presión estática</i>	<i>26</i>
<i>Presión dinámica</i>	<i>26</i>
<i>Presión total.....</i>	<i>26</i>
Principio de Bernoulli	26
Efecto Venturi	27
Leyes de Newton	28
<i>Primera ley de Newton.....</i>	<i>28</i>
<i>Segunda ley de Newton.....</i>	<i>29</i>
<i>Tercera ley de Newton.....</i>	<i>30</i>
Diferencia de presiones	30
Efecto Downwash.....	32
Efecto Coanda	33
Kutta Condition	34
Sustentación.....	34
Velocidad en perdida	34
Perfiles Aerodinámicos.....	35

<i>Borde de ataque</i>	36
<i>El borde de salida</i>	36
<i>Cuerda</i>	37
<i>Angulo de ataque (AOA)</i>	37
<i>Camber media</i>	37
<i>Camber máxima</i>	37
<i>Espesor máximo</i>	37
<i>Extradós</i>	37
<i>Intradós</i>	37
NACA (National Advisory Committee for Aeronautics)	38
Perfil alar NACA 4 dígitos	39
Perfil alar NACA 5 dígitos	40
Perfil alar NACA 6 dígitos o serie 6	41
Tipos de Flujo	43
<i>¿Qué es un flujo?</i>	43
<i>Flujo Laminar</i>	43
<i>Fluido Turbulento</i>	43
<i>Fluido Transicional</i>	43
Capa limite	44
Túnel de Viento	45
Tipos de túneles de viento	45

<i>Túneles de viento de ciclo abierto</i>	46
<i>Túneles de viento de ciclo cerrado</i>	46
Clasificación de los túneles de viento según su flujo de aire	47
<i>Túneles de baja velocidad</i>	47
<i>Túneles de alta velocidad</i>	47
Secciones de un túnel de viento	48
<i>Cámara de establecimiento</i>	48
<i>Cono de aceleración</i>	48
<i>Cámara de ensayos</i>	48
<i>Difusor</i>	49
<i>Ventilador</i>	49
Número de Reynolds	49
Número de Mach	50
Componentes electrónicos	50
<i>Anemómetro</i>	50
<i>Micro manómetro</i>	51
<i>Máquina de Humo</i>	52
Capítulo III: Desarrollo del Tema	54
Preliminares	54
Chequeo de túnel de viento TSA-MD-07	54
Estructura Base	55

Motor	56
Cámara de establecimiento	58
Cámara de ensayos.....	58
Fabricación de perfiles tipo NACA	60
Zona difusora.....	61
Ensamblaje y acabado	62
Prueba de Funcionamiento.....	64
<i>Perfil NACA 2412.....</i>	<i>64</i>
<i>Perfil NACA 0025.....</i>	<i>68</i>
<i>Perfil NACA 64-421</i>	<i>71</i>
Instructivo de Mantenimiento	74
Instructivo de Operación	74
Practica de Laboratorio.....	74
Capítulo IV: Conclusiones y Recomendaciones.....	75
Conclusiones.....	75
Recomendaciones.....	76
Bibliografía	77
Anexos.....	78

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 <i>Primer avance empírico con cometas chinas</i>	23
Figura 2 <i>Principio de Bernoulli</i>	27
Figura 3 <i>Efecto Venturi</i>	28
Figura 4 <i>Primera ley de Newton</i>	29
Figura 5 <i>Segunda ley de Newton</i>	29
Figura 6 <i>Tercera ley de Newton</i>	30
Figura 7 <i>Diferencia de presiones</i>	31
Figura 8 <i>Perdida de sustentación</i>	31
Figura 9 <i>Grafica de coeficiente de sustentación y AOA</i>	32
Figura 10 <i>Efecto downwash</i>	33
Figura 11 <i>Efecto coanda</i>	33
Figura 12 <i>Perfil aerodinámico</i>	35
Figura 13 <i>Perfil simétrico y asimétrico</i>	36
Figura 14 <i>Perfil aerodinámico</i>	37
Figura 15 <i>Pruebas en un túnel de viento</i>	38
Figura 16 <i>Perfil aerodinámico tipo NACA de 4 dígitos</i>	40
Figura 17 <i>Perfil aerodinámico tipo NACA de 5 dígitos</i>	41
Figura 18 <i>Perfil aerodinámico tipo NACA de 6 dígitos</i>	42
Figura 19 <i>Flujo turbulento y flujo laminar</i>	44
Figura 20 <i>Capa limite</i>	45
Figura 21 <i>Túneles de viento de ciclo abierto</i>	46

Figura 22 Túneles de viento de ciclo cerrado	47
Figura 23 Túneles de viento de alta velocidad.....	48
Figura 24 Secciones de un túnel de viento abierto	49
Figura 25 Anemómetro.....	50
Figura 26 Micro manómetro	52
Figura 27 Máquina de Humo.....	53
Figura 28 Túnel de Viento TSA-MD-07	55
Figura 29 Protector de estructura Base.....	55
Figura 30 Pintado de estructura Base	56
Figura 31 Inspección del motor	57
Figura 32 Dimmer	57
Figura 33 Cámara de establecimiento.....	58
Figura 34 Restauración de cámara de ensayos	59
Figura 35 Diseño de cámara de ensayos	60
Figura 36 Gráfico de perfil NACA 0025	61
Figura 37 Reacondicionamiento de zona difusora.....	62
Figura 38 Ensamblaje y acabado	63
Figura 39 Colocación de ruedas.....	63
Figura 40 Perfil NACA 2412	65
Figura 41 Perfil NACA 2412 a 0°.....	66
Figura 42 Perfil NACA 2412 a +10°.....	67

Figura 43 <i>Perfil NACA 2412 a +20°</i>	67
Figura 44 <i>Perfil NACA 0025</i>	68
Figura 45 <i>Perfil NACA 0025 a 0°</i>	69
Figura 46 <i>Perfil NACA 0025 a +10°</i>	70
Figura 47 <i>Perfil NACA 0025 a +20°</i>	70
Figura 48 <i>Perfil NACA 64-421</i>	71
Figura 49 <i>Perfil NACA 64-421 a 0°</i>	72
Figura 50 <i>Perfil NACA 64-421 a +10°</i>	73
Figura 51 <i>Perfil NACA 64-421 a +20°</i>	73

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 <i>Tabla de densidades</i>	24
Tabla 2 <i>Equivalentes de unidades de presión</i>	25
Tabla 3 <i>Ventajas y Desventajas de perfiles NACA de 4 y 6 dígitos</i>	42
Tabla 4 <i>Características de anemómetros</i>	51
Tabla 5 <i>Características de micro manómetro</i>	52
Tabla 6 <i>Datos de velocidad y presión en perfil NACA 2412 a diferentes ángulos</i>	65
Tabla 7 <i>Datos de velocidad y presión en perfil NACA 0025a diferentes ángulos</i>	69
Tabla 8 <i>Datos de velocidad y presión en perfil NACA 64-421a diferentes ángulos</i>	72

Resumen

La presente monografía se realizó con el fin de contribuir y favorecer con el conocimiento teórico y práctico a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, especialmente a la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica, es decir adecuar y rehabilitar el túnel de viento TSA-MD-07 para que el mismo se mantenga funcional y competente para de esta forma poder analizar y estudiar el comportamiento de los diferentes perfiles aerodinámicos tipo NACA de cuatro dígitos y seis dígitos, implementando instrumentos de indicación para poder evaluar la temperatura, presión y velocidad, generados en cada uno de los perfiles a diferentes ángulos. Los mismo que cumplieron con éxito todos los parámetros a los que fueron sometidos los perfiles tipo NACA. Para el desarrollo del proyecto previamente se realizó una investigación y recolección de información general y exacta sobre aerodinámica y comportamiento de perfiles aerodinámicos, teniendo en cuenta libros que detallan su estudio básico y avanzado. Investigación exhaustiva de por qué y cómo vuela una aeronave. Para su análisis fue imprescindible que el túnel de viento TSA-MD-07 cuente con una máquina generadora de humo que facilite de forma visual el comportamiento del aire sobre los perfiles aerodinámicos tipo NACA. Así mismo la implementación de una máquina generadora de humo aportará una mejor representación del efecto downwash.

Palabras Clave: túnel de viento TSA-MD-07, perfiles aerodinámicos tipo NACA, aerodinámica, efecto downwash.

Abstract

This degree work was done with the purpose of contributing and favoring with theoretical and practical knowledge to the University of the Armed Forces ESPE, especially to the career of Higher Technology in Aeronautical Mechanics, which is to adapt and rehabilitate the wind tunnel TSA-MD-07 to keep it functional and competent to analyze and study the behavior of the different aerodynamic profiles type NACA of four and six digits, implementing display instruments to evaluate the temperature, pressure and speed, generated in each of the profiles at different angles. These instruments successfully met all the parameters to which the NACA airfoils were subjected. For the development of the project, an investigation and compilation of general and precise information on aerodynamics and aerodynamic behavior was previously carried out, taking into account books detailing its basic and advanced study. Exhaustive research on why and how an airplane flies. For its analysis, it was essential for the TSA-MD-07 wind tunnel to have a smoke generating machine to visually facilitate the behavior of the air over the NACA type aerodynamic surfaces. Likewise, the implementation of a smoke generating machine will provide a better representation of the downwash effect.

Keywords: TSA-MD-07 wind tunnel, NACA type aerodynamic profiles, aerodynamics, downwash effect

Capítulo I

Planteamiento del problema de investigación

Antecedentes

La Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE es una institución prestigiosa por la excelencia de profesionales que proyecta año a año, ofreciendo carreras de competencia nacional e internacional, a estudiantes nacionales y extranjeros. Una de las carreras que destaca es la de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica cuya sede se encuentra ubicada en la ciudad Latacunga, la misma que defiende una educación técnica de excelencia por los grandes profesionales Técnicos en Mantenimiento Aeronáutico.

La Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica, dispone de laboratorios que cuentan con un amplio abastecimiento de proyectos que asisten al desarrollar educativo de los estudiantes. Los túneles de viento que se encuentran ahí son de mucha ayuda para brindar un mejor aprendizaje al momento de conocer como los perfiles aerodinámicos interactúan con el aire, sin embargo, estos no se encuentran completamente funcionales y modernizados a las nuevas tecnologías que se dispone en la actualidad.

Existen variedad de perfiles aerodinámicos con diferentes formas y características, estos perfiles son fundamentales para determinar cómo interactúa el aire en el ala, lo que afecta directamente a la sustentación, la resistencia y el comportamiento de la aeronave en vuelo.

Planteamiento del problema

La Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga fue creada con el propósito de formar profesionales que se desenvuelvan tanto de forma práctica y teórica, la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica cuenta con túneles de viento que se encuentran inoperativos y desactualizados a las nuevas tecnologías que se brinda el mundo actual.

Es importante que los estudiantes de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE que

se desenvuelven en el campo de aviación comprendan las leyes que siguen el vuelo de una aeronave, los estudiantes no cuentan con un túnel de viento que les brinde conocimientos prácticos que les ayude de forma visual a determinar y distinguir los comportamientos y reacciones de perfiles aerodinámicos cuando son sometidos al aire en movimiento, de manera adecuada.

La incorporación de un túnel de viento operativo y actualizado facilitará el aprendizaje teórico y práctico a los estudiantes de la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica de tal forma que podrán visualizar y medir las corrientes de aire, de mismo modo que contribuirá para tener un laboratorio debidamente equipado. Los túneles de viento permiten a los estudiantes comprender cómo funcionan los principios aerodinámicos, como la sustentación, resistencia y empuje, lo que facilita la comprensión de conceptos abstractos. Así mismo, la presencia de un túnel de viento funcional, ayudará de gran medida aplicar la teoría que han aprendido en el aula a situaciones prácticas del mundo real, lo que fortalece su comprensión y habilidades.

Justificación

El presente proyecto busca aportar de forma práctica y visual el estudio de la aerodinámica de tal forma que se pueda comprender y asimilar los efectos y reacciones del aire sobre los perfiles aerodinámicos que se mueven en él. Del mismo modo, tiene la finalidad de aportar indicaciones de presión y velocidad que son entregados por los instrumentos implementados. Finalmente proporcionar datos reales sobre las fuerzas y las presiones que actúan sobre un objeto en movimiento. Esto ayuda a los estudiantes a analizar y comprender mejor el comportamiento de los objetos en flujo de aire.

Es por ello que es imprescindible tener un túnel de viento funcional y competente que beneficie a la Universidad de las Fuerzas Armadas (ESPE), especialmente a la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica para que tanto docentes como estudiantes puedan utilizarlo como recurso didáctico y con ello adquirir conocimientos sólidos de las

materias impartidas.

El proyecto logrará ser satisfactoriamente aplicado ya que se dispondrá con todos los recursos que esta demanda, los cuales son micro manómetro, anemómetro, máquina de humo, del mismo modo se contará con el tiempo necesario para adecuar el túnel de viento e implementar sus respectivos indicadores.

Objetivos

Objetivo general

Analizar los parámetros físicos y aerodinámicos, mediante el uso de documentación técnica de perfiles NACA y rehabilitación de túnel de viento TSA-MD-07

Objetivos específicos

- Buscar información técnica de los túneles de viento.
- Adecuar el túnel de viento TSA-MD-07 para poder analizar el comportamiento de los diferentes perfiles aerodinámicos tipo NACA.
- Implementar instrumentos de indicación al túnel de viento para poder evaluar su presión y velocidad, generados en los perfiles.
- Realizar los procedimientos requeridos para el análisis y pruebas.

Alcance

El proyecto está determinado a proporcionar una interacción directa con el túnel de viento con el propósito de desarrollar la implementación de los instrumentos de indicación tales como son: micro manómetro y anemómetro, permitiendo realizar pruebas aerodinámicas con diferentes tipos de perfiles alares para poder conocer los resultados de manera satisfactoria y adecuada.

Así mismo, tiene la finalidad de brindar a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE un laboratorio mejor implementado a las nuevas tecnologías, permitirá a la carrera de Mecánica Aeronáutica reforzar sus métodos de aprendizaje y será de mucha ayuda para los estudiantes.

Capítulo II

Marco Teórico

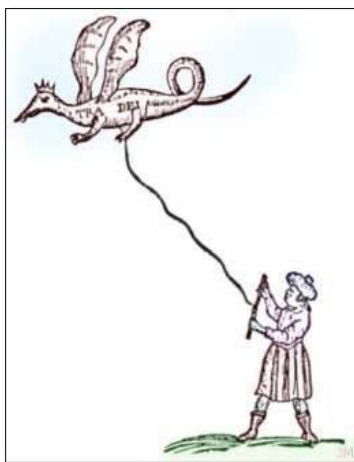
Aerodinámica

Una definición la da Ignacio Da Riva de la Cavada (s/f,) “La aerodinámica es la ciencia que estudia las fuerzas que un viento ejerce sobre un objeto inmerso en el.” (p. 1); es por ello que es imprescindible saber y conocer que es el viento para hablar de la aerodinámica, de este modo podemos decir que el viento es el aire que constituye la atmósfera terrestre que permanece alrededor del planeta y este se encuentra en movimiento, el aire es un fluido muy cambiante , su alteración dependerá de su temperatura, su presión y su velocidad, estos cambios son generalmente producidos por las variaciones naturales; teniendo en cuenta que las aeronaves vuelan gracias al aire se puede decir que si el aire cambia su comportamiento así mismo, todo objeto que lo toque cambiará su comportamiento.

Aunque se desconoce el inventor exacto de la aerodinámica, puede afirmarse que, tras numerosos intentos infructuosos de imitar el vuelo de las aves, se comprendió que la clave para entender el vuelo era por qué volaban, no cómo lo hacían. El primer descubrimiento empírico se realizó con cometas en la antigua China, Figura 1, demostrando que un avión con una inclinación y velocidad determinadas podía volar.

Figura 1

Primer avance empírico con cometas chinas.



Nota. Vuelo de cometa en la antigua China. Tomado de Ged, 2007

Fluidos

Una definición de este concepto es: “Un fluido es una sustancia 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” (ANIBAL, 2015, p. 21)

Del mismo modo, es importante mencionar que los fluidos gaseosos tienen una resistencia a la compresión menor que los fluidos líquidos lo que les permite expandirse en su contenedor, mientras que los fluidos líquidos mantienen un volumen constante. Para el estudio del comportamiento de los fluidos en movimiento y bajo diferentes situaciones estos se rigen bajo leyes, la ley de la hidrodinámica para líquidos y la ley de la aerodinámica en el caso de los gases.

Existen tres parámetros que definen el estado de un fluido los cuales son: temperatura, densidad y presión.

Temperatura

Cuando se habla de fluidos Houghton & Carpenter (2003) mencionan que “The molecules possess kinetic energy, and this energy is sensed as the temperature of the solid,

liquid or gas” (Las moléculas poseén energia cinénita y esta energía se percibe como la temperatura del solido, líquido o gas.) (p. 8)

Es importante tener en cuenta que para la practica tódos los calculos aerodinámicos, la temperatura se mide desde el cero absoluto es decir Kelvin (K).

Su relación con los grados Celsius es la siguiente:

$$K = C + 273.15$$

En donde:

K es la temperatura en Kelvin

C es la temperatura en Celsius

Densidad

Una definición de este concepto es: “La densidad del aire es definida como la división de la masa de las moléculas del aire entre el volumen que las contiene, medida como Kg/m³.”

Dentro de los fluidos puede varioar o permanecer constante esto se debe a que existen fluidos compresibles e incompresibles.

Tabla 1

Tabla de densidades.

Sustancia	Densidad (Kg/m ³)
Agua(4°C)	1000
Aceite	920
Gasolina	680
Aire	1.3

Nota. Densidades de diferentes sustancias.

Presión

La definición dada de este concepto por ANIBAL (2015) es “Si se considera un cuerpo sumergido en un gas, el movimiento de las moleculas originará una presión al chocar contra su superficie, definiendose asi la presión a una fuerza sobre una áerea.” (p. 22) Esta se puede

medir en unidades como pascales, bares, atmosferas, libras por pulgada cuadrada (psi) o milímetros de mercurio (mm Hg).

La fórmula básica para calcular la presión es:

$$P = \frac{F}{A}$$

En donde:

P es la presión (psi)

F es la fuerza (N)

A es el área (m²)

Tabla 2

Equivalentes de unidad de presión.

	Pa	bar	atm	torr	psi
Pascal	1	10 ⁻⁵	9.8692*10 ⁻⁶	7.5006*10 ⁻³	145.04*10 ⁻⁶
Bar	100000	1	0.98692	750.06	14.5037744
Atmósfera	101325	1.01325	1	760	14.696
Torr	133.322	1.3332*10 ⁻³	1.3158*10 ⁻³	1	19.337*10 ⁻³
Libra-Fuerza por pulgada cuadrada (psi)	6.894*10 ³	68.948*10 ⁻³	68.046*10 ⁻³	51.715	1

Nota. Equivalentes de presión. Tomado de Process Control Supply C.A, 2023.

Presión atmosférica

Para determinar lo que es la presión atmosférica *Agroclimatología Tropical* (s/f) menciona que “Una columna de aire que se extiende desde una superficie situada a la altura del límite superior de la atmosfera ejerce un peso correspondiente a la masa por centímetro cuadrado.” (p. 39) De este modo se dice que la presión atmosférica es menor cuando se encuentra más lejos de la superficie terrestre y es mayor mientras más cerca este de la misma, debido a que la cantidad de aire sobre una determinada área disminuye con la altura. La presión atmosférica decrece 1mmHg por cada 10m de elevación.

Presión estática

Se refiere a la presión que ejerce un fluido en sentido transversal a su avance y esto es independiente a su velocidad.

Presión dinámica

La presión dinámica es una medida que permite entender cómo la velocidad del flujo de un fluido afecta la presión. Esta presión depende de la velocidad y la densidad del fluido.

La presión dinámica se calcula utilizando la siguiente fórmula:

$$P_d = \frac{\rho v^2}{2}$$

Donde:

P_d es la presión dinámica (Pa)

ρ es la densidad del fluido en movimiento (kg/m^3)

V es la velocidad del fluido (m/s^2)

Presión total

La presión total consiste en la suma de la presión estática y la presión dinámica

$$P_t = P_e + P_d$$

Principio de Bernoulli

El principio fundamental de la mecánica de fluidos conocido como principio de Bernoulli, que debe su nombre al matemático suizo Daniel Bernoulli, Domínguez & Avilés (2022 (p.

1) define que: "A medida que aumenta la velocidad de un fluido, su presión tiende a disminuir."

(p. 1) En otras palabras se entiende que este principio menciona que la cantidad total de energía cinética(velocidad), y de presión por unidad de volumen es constante a lo largo de una línea de corriente en un flujo de fluido incompresible, si la velocidad aumenta en una zona, la presión disminuirá, y viceversa.

El principio de Bernoulli se puede expresar matemáticamente de la siguiente manera:

$$P + 1/2\rho v^2 + \rho gh = \text{constante}$$

Donde:

P es la presión del fluido en un punto dado.

ρ (rho) es la densidad del fluido.

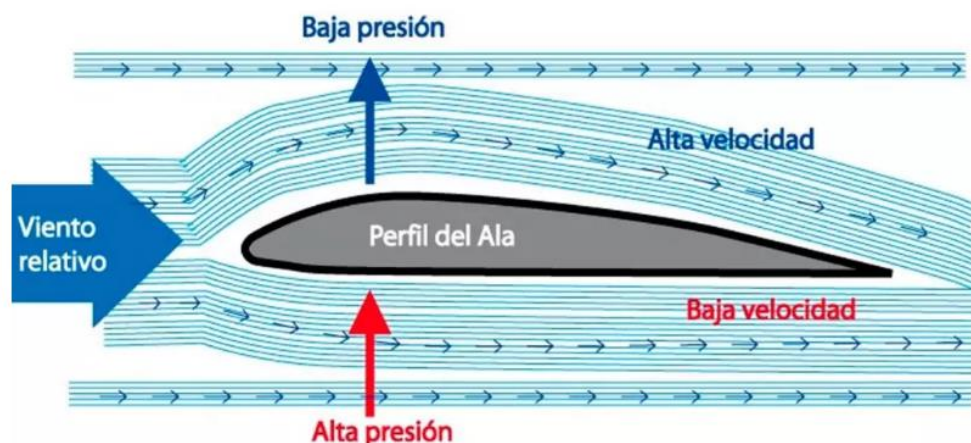
v es la velocidad del fluido en ese punto.

g es la aceleración debida a la gravedad.

h es la altura del punto con respecto a un nivel de referencia.

Figura 2

Principio de Bernoulli.



Nota. Principio de Bernoulli. Tomado de World Aviation, 2023.

Efecto Venturi

En el principio de Bernoulli la presión del fluido disminuye cuando éste se desplaza a mayor velocidad por una zona restringida de un conducto. A continuación, el fluido pasa a una zona más amplia del conducto, donde la velocidad disminuye y la presión vuelve a aumentar. Como resultado, existe una diferencia de presión entre las dos partes del conducto.

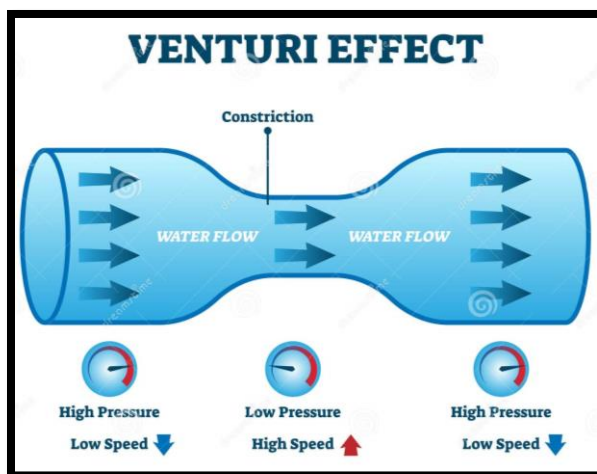
Para determinar lo que es el efecto Venturi se construyó un dispositivo conocido como tubo Venturi, el cual se utiliza para calcular la velocidad del flujo de un fluido en un conducto.

“El Tubo de Venturi es un dispositivo que origina una pérdida de presión al pasar por él un

fluido. En esencia, éste es una tubería corta recta, o garganta, entre dos tramos cónicos” (Barbuzano, 2006).

Figura 3

Efecto Venturi.



Nota. Efecto Venturi. Tomado de VectorMine, 2023.

Leyes de Newton

Primera ley de Newton

Conocida como ley de la Inercia Figura 4, una definición de este concepto es "Un objeto en reposo tiende a permanecer en reposo, y un objeto en movimiento tiende a permanecer en movimiento con la misma velocidad y en la misma dirección, a menos que actúe sobre él una fuerza externa". (ANIBAL, 2015, p. 27)

Figura 4

Primera ley de Newton.



Nota. Primera ley de Newton. Tomado de Editorial AZETA S.A, 2020

Segunda ley de Newton

Conocida como la ley de la fuerza y la aceleración Figura 5, ANIBAL (2015) describe que: “Si un cuerpo de masa m está sometido a una fuerza F experimenta una aceleración a proporcional a la fuerza.” (p. 27) Así podemos mencionar que la aceleración de un objeto es directamente proporcional a la fuerza neta que actúa sobre él e inversamente proporcional a su masa.

Figura 5

Segunda ley de Newton.



Nota. Segunda ley de Newton. Tomado de Editorial AZETA S.A, 2020

Tercera ley de Newton

Conocida como la Ley de Acción y Reacción Figura 6, establece que "Para cada fuerza de acción, hay una fuerza de reacción, de igual intensidad, pero de sentido contrario."

Figura 6

Tercera ley de Newton.



Nota. Tercera ley de Newton. Tomado de Editorial AZETA S.A, 2020.

Diferencia de presiones

La diferencia de presiones es aquella diferencia de fuerzas que actúan en el área de un perfil alar, esta presión o fuerza es más alta en la parte de los intradós y mucho más baja en los extradós, esto genera una fuerza de abajo hacia arriba, esto también se lo puede denominar como sustentación.

Figura 7

Diferencia de presiones.

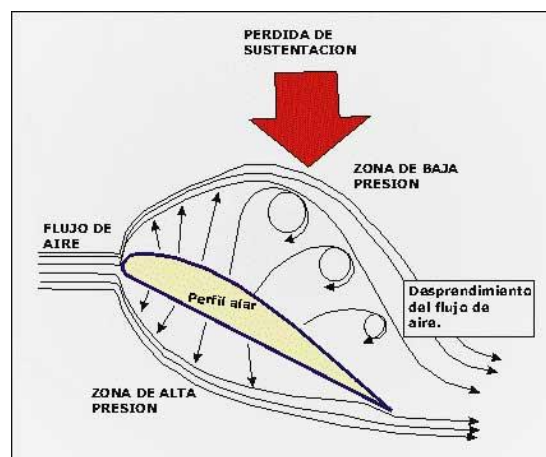


Nota. Presiones generadas en un perfil aerodinámico. Tomado de APUCA

Es imprescindible destacar que si se aumenta el ángulo de ataque del perfil este también llega a aumentar hasta cierto límite, superado dicho límite la zona de baja presión desaparece porque las moléculas de aire que circulan por la parte superior se separan de la superficie del ala y se vuelven turbulentas ocasionando que la sustentación desaparece gradualmente.

Figura 8

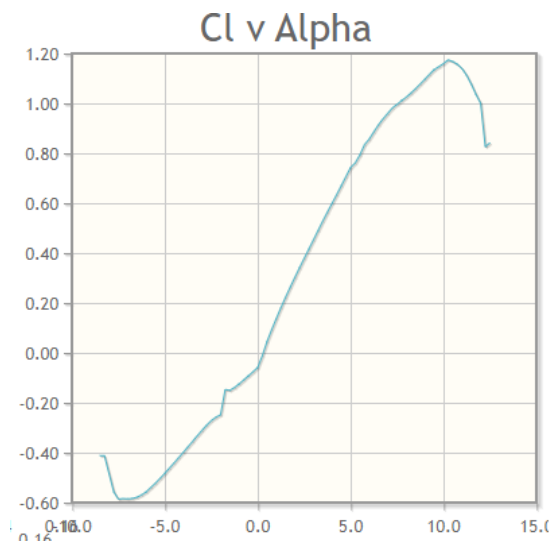
Perdida de sustentación.



Nota. Perdida de sustentación en un perfil aerodinámico. Tomado de APUCA.

Figura 9

Grafica de coeficiente de sustentación y AOA.



Nota. Pérdida de sustentación en el perfil NACA 2412 a 10° . Tomado de Airfoiltools.

El fluido que pasa a través del perfil aerodinámico genera una fuerza llamada resistencia inducida que se opone al empuje, la resistencia inducida se incrementa cuando se supera el límite del ángulo de ataque.

Efecto Downwash

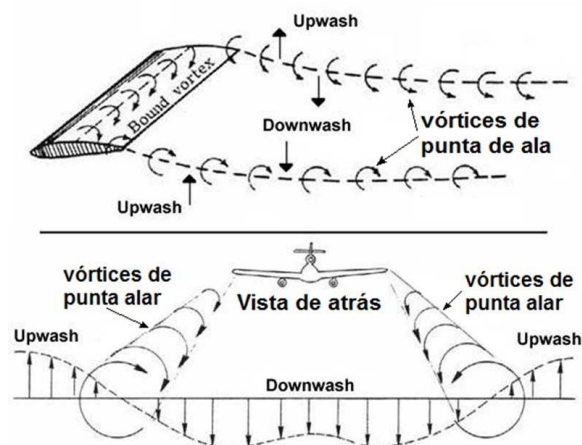
El efecto downwash es un conocimiento fundamental de la aerodinámica que se deriva de las leyes físicas y de los principios de la mecánica de fluidos;

El downwash es el flujo de aire descendente generado por las alas o las palas del rotor en el proceso de producir sustentación. Dicho flujo puede resultar beneficioso en distancias cercanas al suelo ya que permite reducir la potencia necesaria para realizar estacionario. Sin embargo, tiene numerosos inconvenientes a la hora de desempeñar misiones en zonas con polvo, nieve, arena (debido a la reducción de visibilidad)(Saúl Miguel Bricio, 2020, pp. 23–24).

El efecto downwash se produce cuando una aeronave, como un avión o un helicóptero, genera una corriente descendente como resultado de su acción de vuelo.

Figura 10

Efecto downwash.



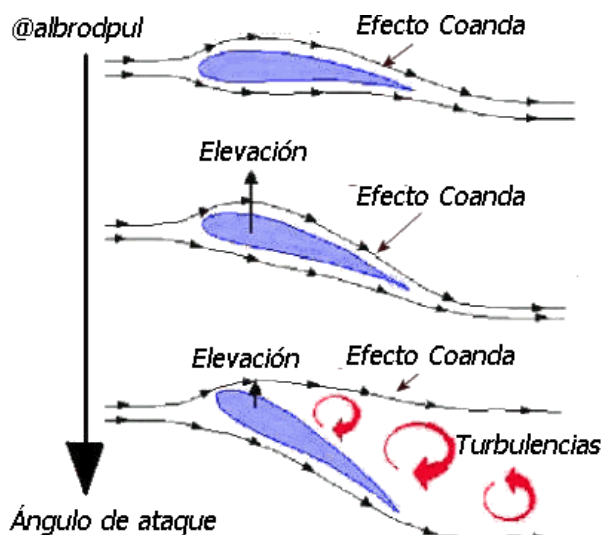
Nota. Efecto downwash. Tomado de Gaceta Aeronáutica, 2023.

Efecto Coanda

El efecto Coanda es un fenómeno de la mecánica de fluidos que describe la inclinación de un flujo de fluido, ya sea líquido o gaseoso, a adherirse a una superficie curva en lugar de separarse y seguir una ruta recta tomando en cuenta que se aplica cuando el fluido sale de una boquilla. Debe su nombre al ingeniero aeronáutico rumano Henri Coandă.

Figura 11

Efecto coanda.



Nota. Efecto coanda. Tomado de Academia Universitaria Guillermo Soler (s/f)

Kutta Condition

Kutta condition es una condición que se aplica a los fluidos no viscosos que señala que en la parte superior del borde de salida y en la parte inferior del mismo borde el fluido debe salir de forma paralela.

En caso del aire al ser un fluido con muy poca viscosidad esto se cumple cuando la aeronave este volando a un ángulo de ataque bajo pero al incrementar su ángulo de ataque, por su poca viscosidad el aire se empieza a separar del perfil aerodinámico.

Sustentación

La fuerza aerodinámica conocida como sustentación es la que impulsa un objeto hacia arriba y lo mantiene allí. Esta fuerza se opone a la tendencia del objeto a caer actuando hacia arriba y perpendicularmente a la dirección del flujo de aire. La diferencia de presión entre la parte superior e inferior de un ala produce la sustentación.

La sustentación se calcula utilizando la siguiente formula:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * CL(\cos\alpha)$$

En donde:

L es la Sustentación

p es la densidad del aire

V es la velocidad

S es la superficie alar

CL es el coeficiente aerodinámico

Cos α es el coseno del ángulo de ataque

Velocidad en perdida

La velocidad en perdida tambien es conocida como velocidad en STALL y es la velocidad mínima a la que una aeronave es capaz de volar manteniendo una sustentación igual a su peso. Al aumentar el AOA la sustentación aumenta progresivamenteal igual que el punto de generación de la capa turbulenta recorre hacia adelante que no es sustentadora, alcanza un

punto a la entrada en pérdida, en donde la sustentación desaparece bruscamente.

La velocidad en pérdida se calcula utilizando la siguiente formula:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho * S * CL(\cos\alpha)}}$$

En donde:

V_{stall} es la Velocidad en pérdida

ρ es la densidad del aire

W es el peso

S es la superficie alar

CL es el coeficiente aerodinámico

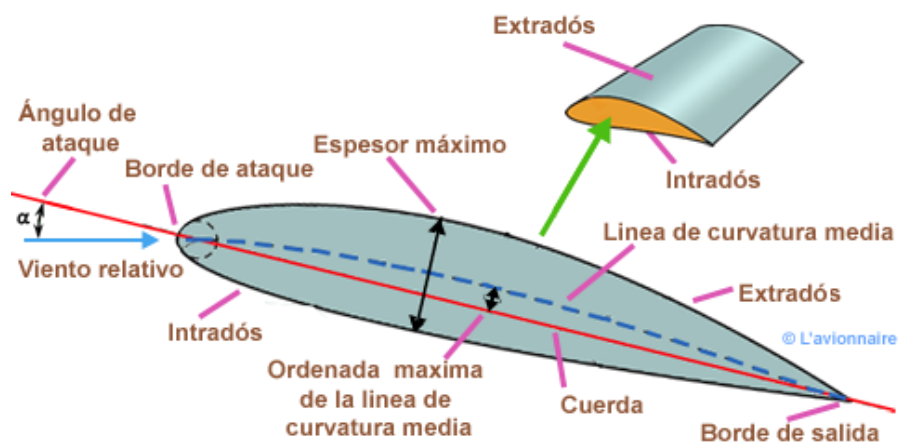
$\cos \alpha$ es el coseno del ángulo de ataque

Perfiles Aerodinámicos

George Cayley (1773-1857), fue un ingeniero e inventor británico. Se dedicó al análisis de la locomoción aérea desde una perspectiva científica; llevó a cabo una notable serie de experimentos con aeromodelos, Demostró que las superficies con curvatura son mejores que las planas para proporcionar sustentación. (*Sir George Cayley, the Father of Aeronautics. Part 1. The Invention of the Aeroplane, s/f*)

Figura 12

Perfil aerodinámico.



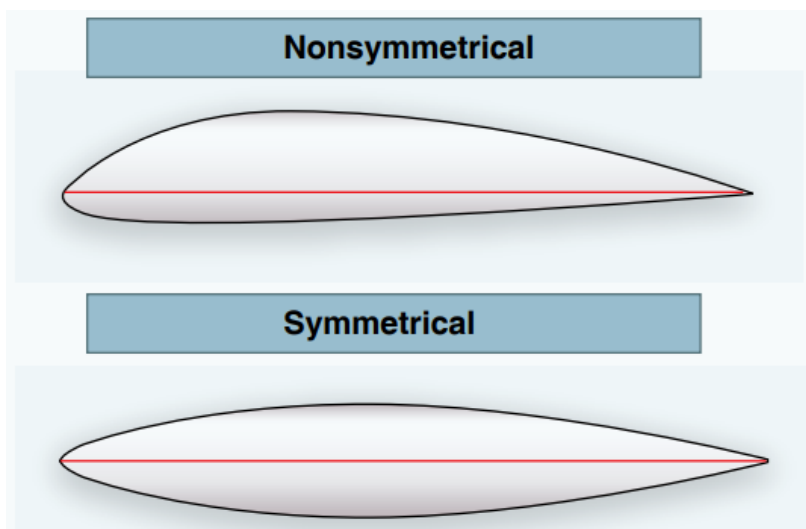
Nota. Perfil aerodinámico y sus componentes. Tomado de L'avionnaire(2023)

La forma de la sección transversal de un ala conocida como perfil aerodinámico, a veces denominado perfil de ala, tiene por objeto aprovechar las leyes de la aerodinámica para aumentar la sustentación o disminuir la resistencia aerodinámica al desplazarse por el aire.

Estos perfiles pueden ser asimétricos o simétricos, al ser perfiles asimétricos sus curvaturas en su parte superior e inferior varían. Los perfiles simétricos tienen semejantes superficies tanto en la parte superior como en su parte inferior. Se tiene que tener en cuenta que un perfil simétrico produce menos sustentación que un perfil asimétrico.

Figura 13

Perfil simétrico y asimétrico.



Nota. Perfil simétrico y asimétrico. Tomado de Helicopter Flying Handbook, (2019)

A continuación, se especificará las definiciones fundamentales de un perfil aerodinámico:

Borde de ataque

El borde de ataque de un perfil aerodinámico o sección aerodinámica es su borde delantero.

El borde de salida

El borde de salida de un perfil aerodinámico o segmento aerodinámico es su borde posterior.

Cuerda

La línea recta que une los bordes de ataque y de salida se denomina línea de cuerda.

Angulo de ataque (AOA)

Es el ángulo creado por la línea de cuerda y el viento relativo.

Camber media

Es una línea imaginaria que pasa a través del perfil justo por el medio del intradós y el extradós desde el borde de ataque al borde de salida.

Camber máxima

Es la máxima distancia entre la cuerda y la línea de camber media.

Espesor máximo

Es en donde se encuentra la mayor separación entre el extradós e intradós.

Extradós

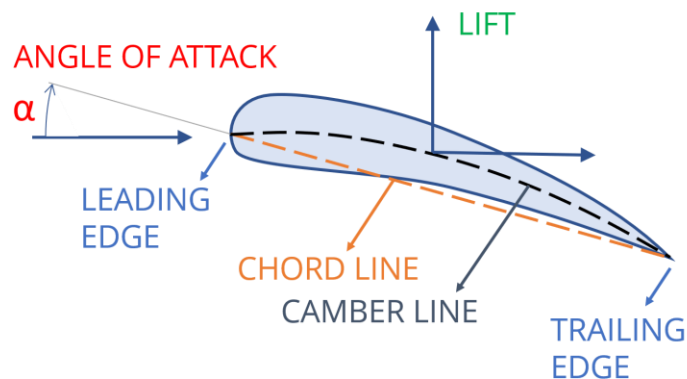
Es la parte superior del perfil aerodinámico entendida entre los bordes de ataque y salida.

Intradós

Es la parte inferior del perfil aerodinámico entendida entre los bordes de ataque y salida.

Figura 14

Perfil aerodinámico.



Nota. Perfil aerodinámico. Tomado de AirShaper, (s/f)

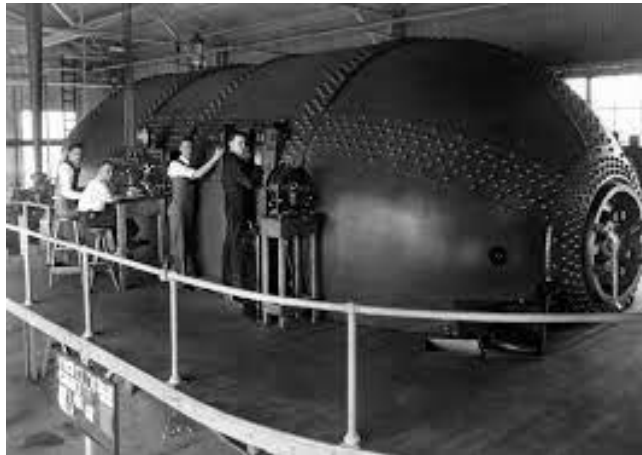
NACA (National Advisory Committee for Aeronautics)

Se crearon tanto el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica como su sucesora, la Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio (NASA), el 3 de marzo de 1915, el Congreso estableció la NACA como una institución gubernamental independiente que respondía directamente ante el presidente. A medida que crecía la función de la NACA, la organización estableció el Laboratorio Aeronáutico de Langley en 1920 como su primera instalación de investigación y pruebas. (*Early History of NACA | National Air and Space Museum, s/f*)

“A finales de la década de 1910, la NACA llevó a cabo diversos experimentos de vuelo con modelos y aviones a escala real.” (*Early History of NACA | National Air and Space Museum, s/f*) gracias a los experimentos los vuelos de prueba se realizaron en túneles de viento contruidos por el NACA y se consiguieron mejoras significativas en la aerodinámica de los aviones, como el carenado NACA y la investigación aerodinámica, condujeron a un aumento significativo de la velocidad y la autonomía de los aviones.

Figura 15

Pruebas en un túnel de viento.



Nota. Primeras pruebas del diseño del perfil aerodinámico en un túnel de viento. Tomado de NACA.

Así mismo el Museo Nacional del Aire y el Espacio en Washington, DC menciona que: NACA creó formas aerodinámicas que facilitaron el diseño de aviones. El NACA empezó a trabajar en los vuelos supersónicos después de la Segunda Guerra Mundial, colaborando estrechamente con Bell Aircraft y las Fuerzas Aéreas estadounidenses para crear el primer avión supersónico. (2015)

En 1947 se realizó el primer vuelo supersónico en un avión experimental X-1. Este vuelo supersónico abrió la puerta a más estudios sobre aviones supersónicos. Estos estudios dieron como resultado la creación de alas en flecha y un nuevo diseño para el avión. El 1 de octubre de 1958, la NACA cedió formalmente el control de sus actividades a la NASA. La nueva organización se encargaría de la investigación aeronáutica, así como de las actividades espaciales civiles humanas, satelitales y robóticas. (NACA Overview, s/f)

Perfil alar NACA 4 dígitos

Santiago Pinzón Paz menciona que

Un perfil NACA de 4 dígitos tiene dos cifras: la primera indica el peralte máximo en % de cuerda, y la segunda muestra el peralte máximo situado a una décima de cuerda del borde de ataque. Sus dos últimas cifras muestran el espesor máximo con respecto a su cuerda. Es importante recordar que el espesor máximo de un perfil de cuatro cifras es, por defecto, el 30% de la cuerda medida desde el borde de ataque. (2013)

Es imprescindible mencionar que el perfil aerodinámico simétrico se utiliza con frecuencia en superficies de control como los estabilizadores vertical y horizontal. La definición de este perfil aerodinámico simétrico se da en una familia de cuatro números, los dos primeros de los cuales son ceros. El perfil aerodinámico simétrico sólo tiene espesor en lugar de curvatura.

Figura 16

Perfil aerodinámico tipo NACA de 4 dígitos.



Nota. Nomenclatura de un perfil aerodinámico NACA de 4 dígitos. Tomado de Carmona, A (1999)

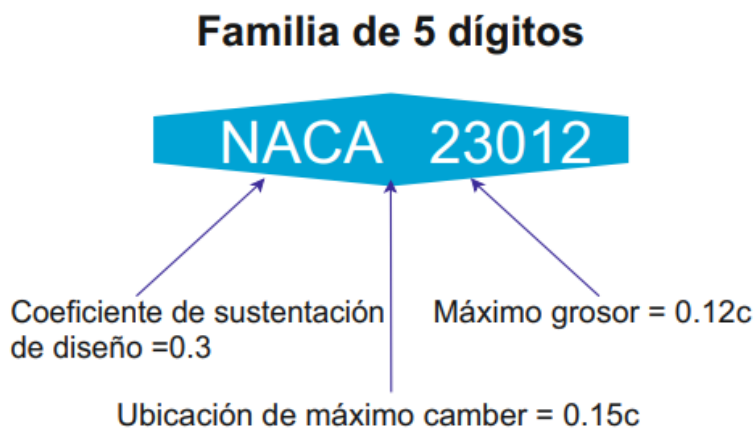
Perfil alar NACA 5 dígitos

Santiago Pinzón Paz menciona que

La segunda familia de perfiles NACA se creó a mediados de 1930 con la intención de aumentar el coeficiente máximo de sustentación. El primer dígito corresponde al coeficiente de sustentación se lo multiplica por $3/2$ dando su resultado en décimas. Su segundo y tercer dígito corresponde al camber máximo y puede encontrarse multiplicando por $1/2$. Finalmente, sus últimos dos dígitos indican el espesor máximo del perfil. (2013)

Figura 17

Perfil aerodinámico tipo NACA de 5 dígitos.



Nota. Nomenclatura de un perfil aerodinámico NACA de 5 dígitos. Tomado de Carmona, A (1999)

Perfil alar NACA 6 dígitos o serie 6

Santiago Pinzón Paz menciona que

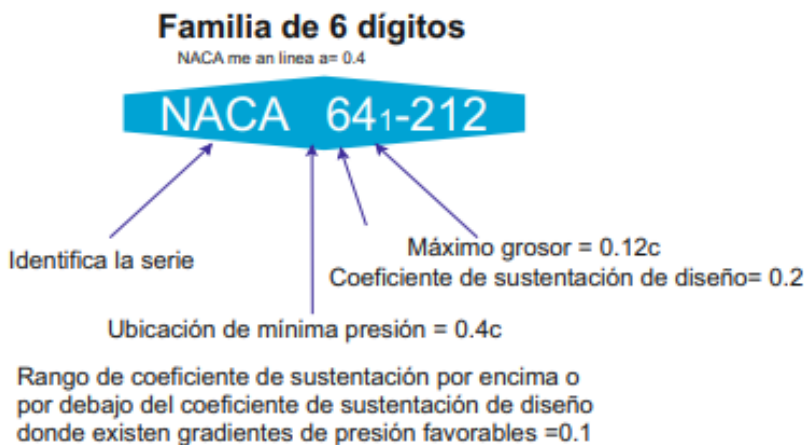
A finales de 1930 e inicios de 1940 la National Advisory Committee for Aeronautics da inicio a estudios de perfiles aerodinámicos con el propósito de fomentar el flujo laminar sobre su superficie minimizando el coeficiente de resistencia. Este nuevo alcance de la NACA se le llama "Laminar Flow Airfoil" o perfil alar de flujo laminar. Los perfiles exhiben en el gráfico de la curva de resistencia una precipitación en el coeficiente de resistencia C_d en el rango de los ángulos de ataque bajos o "Drag Bucket". Esta precipitación o drag bucket es una característica típica de los perfiles alares NACA serie 6. (2013)

El primer dígito es el 6 señalando la serie a la que le pertenece, el segundo dígito describe la distancia en la que se encuentra la zona de mínima presión en decimas de cuerda, el tercer dígito normalmente se encuentra como subíndice describiendo que la resistencia se mantiene baja tantas décimas por encima o por debajo del coeficiente de sustentación, el cuarto dígito es precedido por un guión describe el coeficiente de sustentación en decimas de cuerda y sus últimos dos dígitos otorgan el máximo grosor en porcentaje de cuerda.

En algunas circunstancias se da el valor de “a” la cual es el flujo laminar en decimas de cuerda, dado caso que no se encuentre este valor se asume por defecto $a=1$.

Figura 18

Perfil aerodinámico tipo NACA de 6 dígitos.



Nota. Nomenclatura de un perfil aerodinámico NACA de 6 dígitos. Tomado de Carmona, A (1999)

Tabla 3

Ventajas y Desventajas de perfiles NACA de 4 y 6 dígitos.

	4 Dígitos	6 Dígitos
Ventajas	Presenta características buenas de pérdida o Stall.	Incremento en el máximo el coeficiente de sustentación. Optimizado para aplicaciones de alta velocidad.
Desventajas	Tiene coeficientes de sustentación bajos.	Alta resistencia por fuera de las condiciones de diseño. Comportamiento pobre en Stall

Nota. Se muestran las ventajas y desventajas de los perfiles NACA. Tomado por Santiago

Pinzon Paz(2013)

Tipos de Flujo

¿Qué es un flujo?

Un flujo es el paso de un fluido, este pudiendo ser un gas o un líquido a través de una cavidad o una superficie.

Flujo Laminar

Las partículas de fluido fluyen en capas paralelas de forma ordenada y con pocas perturbaciones. Las trayectorias suaves y predecibles de las partículas indican que el movimiento de una partícula no afecta en gran medida a las partículas cercanas. Para ser un flujo laminar debe ser menor a 2000 Reynolds.

“Este tipo de flujo es apreciable en fluidos con bajas velocidades o viscosidades altas, también cuando se cumple que el número de Reynolds es inferior a 2100.”(Diego Patricio Pinedamaigua & Wilmer Hernan Vega Santilla, 2010)

Fluido Turbulento

Las partículas del fluido van en todas direcciones de forma caótica y desordenada. El fluido en este tipo de movimiento forma remolinos y vórtices, que mezclan eficazmente las partículas del fluido. Para que sea un flujo turbulento este debe ser mayor a 4000 Reynolds

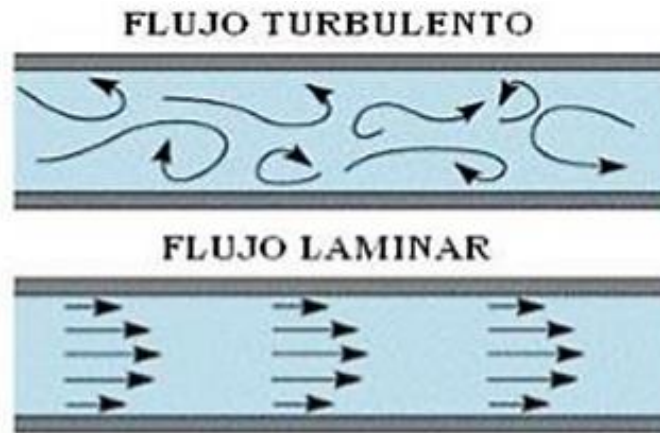
Del mismo modo “La turbulencia se puede originar, ya sea por presencia de paredes en contacto con el fluido o por la diferencia de velocidades entre capas del fluido.”(Diego Patricio Pinedamaigua & Wilmer Hernan Vega Santilla, 2010)

Fluido Transicional

El flujo transicional es el valor que se encuentre entre el flujo laminar y un flujo turbulento es decir mayor de 2000 y menor de 4000 Reynolds.

Figura 19

Flujo turbulento y flujo laminar.



Nota. Flujo turbulento y flujo laminar. Tomado de Monica González, (2011)

El flujo puede cambiar de laminar a turbulento por los siguientes factores:

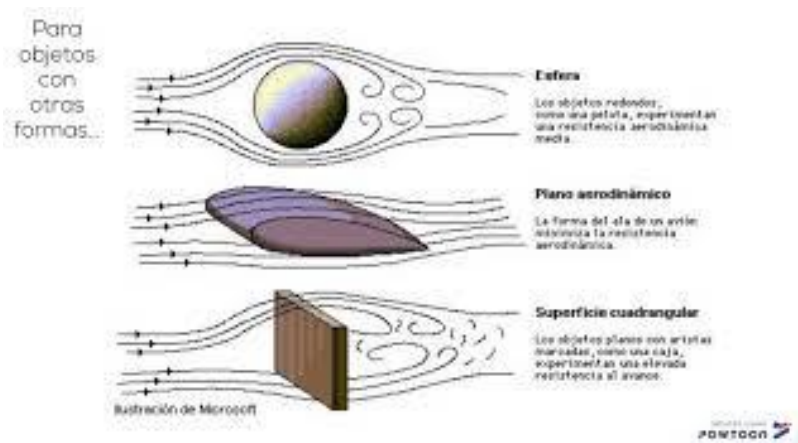
- Cambio de velocidad del flujo.
- Alteraciones del propio flujo.

Capa límite

La zona de flujo de aire en la superficie de un objeto se conoce como capa límite, y desempeña un papel crucial en la forma en que el objeto interactúa con el flujo de aire circundante. La capa límite es una fina capa de aire que se adhiere a la superficie de un objeto y es donde la velocidad del flujo de aire desciende progresivamente hasta cero en la superficie del objeto a partir de la velocidad libre del aire exterior.

Figura 20

Capa limite.



Nota. Capa limite. Tomado de Monica González, (2011)

Túnel de Viento

Un túnel de viento es un tipo de instalación de investigación utilizada para examinar fluidos alrededor de objetos sólidos y evaluar las tensiones aerodinámicas. Permiten reproducir determinadas condiciones de presión y velocidad del aire. En un túnel de viento suelen realizarse experimentos como mediciones de fuerza, presión y análisis de parámetros de flujo.

Taison Alexander Parra Chavez (2019) menciona que:

El ingeniero británico Francis Wenham construyó uno de los primeros túneles de viento “En 1871, este túnel era un cajón hecho de madera con ventiladores que generaban corrientes de aire.” (pp. 32–33) Posteriormente en 1901, los hermanos Wright, utilizaron un túnel de viento en su investigación para diseñar y perfeccionar su avión.

Tipos de túneles de viento

Existen muchos tipos diferentes de túneles de viento, pero en general pueden dividirse en dos categorías: túneles de viento de ciclo abierto y túneles de viento de ciclo cerrado.

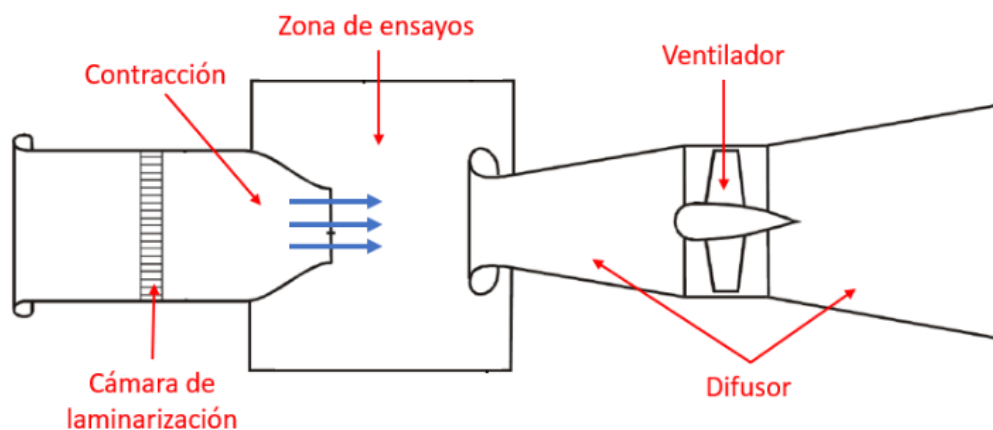
En un túnel aerodinámico de ciclo cerrado, el aire circula varias veces por la cámara, recuperando su energía fluida mediante el uso de un difusor antes de volver de nuevo a la zona donde está instalado el ventilador.

Túneles de viento de ciclo abierto

Según Montes and Cardona, un túnel de viento abierto es donde el flujo de aire que circula por su interior describe una trayectoria recta, penetra en el circuito desde el exterior a través de la sección de entrada, que suele albergar la zona de acondicionamiento de flujo. Este tipo de túneles tiene el propósito de investigar el comportamiento y la aerodinámica de objetos expuestos al viento en entornos de campo libre. A diferencia de los túneles de viento cerrados, los túneles de viento abiertos tienen menos control sobre el viento, ya que la meteorología del momento influye considerablemente en las condiciones del viento.

Figura 21

Túneles de viento de ciclo abierto.



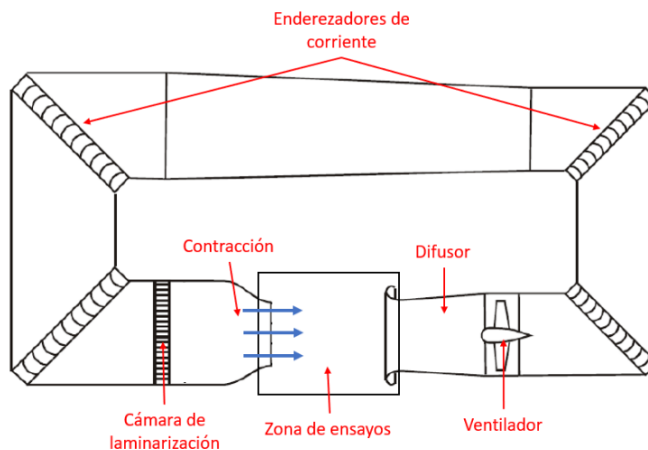
Nota. Componentes de un túnel de viento abierto. Tomado de Mario Fernández Osma (2019)

Túneles de viento de ciclo cerrado

Los túneles de viento cerrados permiten realizar experimentos más largos y repetidos sin necesidad de pausar y cambiar el flujo de aire, ya que reciclan el aire en un circuito cerrado. Estas instalaciones permiten un control exacto de la velocidad, la temperatura y la presión del aire para realizar investigaciones en profundidad y pruebas de diseño.

Figura 22

Túneles de viento de ciclo cerrado.



Nota. Componentes de un túnel de viento cerrado. Tomado de Mario Fernández Osma (2019)

Clasificación de los túneles de viento según su flujo de aire

Los túneles de viento se pueden clasificar según su flujo de aire en dos grupos los cuales son túneles de baja velocidad y túneles de alta velocidad. Esto tomando en cuenta su número de MACH y la velocidad del sonido en el aire la cual es 331m/s a 0°C.

Túneles de baja velocidad

Los túneles de viento de baja velocidad tienden a tener un mach menor a 0,5.

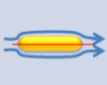

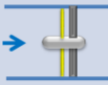


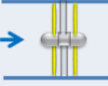
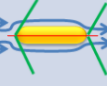
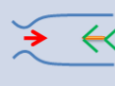
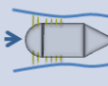



Túneles de alta velocidad

Los túneles de viento de alta velocidad se pueden dividir en:

- Túnel subsónico ($0,5 < \text{MACH} < 0,8$)
- Túnel transónico ($0,8 < \text{MACH} < 1,2$)
- Túnel supersónico ($1,2 < \text{MACH} < 5$)
- Túnel hipersónico $\text{MACH} > 5$.

Figura 23

Túneles de viento de alta velocidad.

Régimen de Velocidad	Flujo Típico (Modelo)	Sección de Entrada	Radio de Compresión	Motor o sistemas de motor
Subsónico ($M = 0 - 0.7$)			1.0+	
Transónico ($M = 0.7 - 1.2$)			1.1	
Supersónico ($M = 1.2 - 5$)			2 ($M = 2$)	
Hipersónico ($M > 5$)			20 ($M = 5$)	

Nota. Características de los túneles de viento de alta velocidad. Tomado de OverG (2021)

Secciones de un túnel de viento

Los estudios aerodinámicos y de flujo de fluidos pueden realizarse en un entorno controlado utilizando una serie de piezas y componentes esenciales que se encuentran en un túnel de viento.

Cámara de establecimiento

Su objetivo es igualar y enderezar el flujo de aire. Su construcción se asemeja a un panel de abejas, que rompe el aire en varios flujos separados que se recombinan para formar el cono y producir un flujo de aire laminar para evitar que se formen remolinos de aire al atravesar el túnel.

Cono de aceleración

Tiene como principal objetivo acelerar la velocidad del flujo del aire y reducir su volumen.

Cámara de ensayos

Es la sección más significativa del túnel. Sirve tanto para colocar el objeto examinado como para realizar mediciones. Es crucial que el flujo que lo atraviese sea lo más uniforme posible es decir que no exista ninguna clase de remolinos de aire.

Difusor

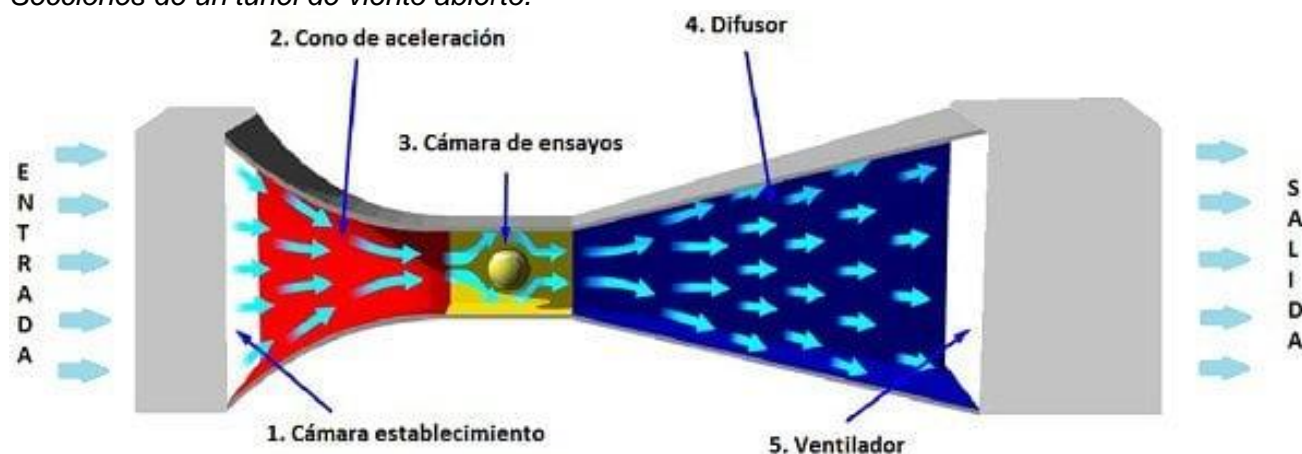
El difusor es la sección en la cual la velocidad del flujo se disminuye. Su forma divergente ayuda a que el aire salga a una menor velocidad.

Ventilador

Su finalidad es generar un flujo de aire a una velocidad determinada. Para realizar las pruebas en las circunstancias ideales especificadas por los ingenieros, suelen estar equipados con artilugios eléctricos que les permiten cambiar su velocidad.

Figura 24

Secciones de un túnel de viento abierto.



Nota. Se muestran las diferentes secciones de un túnel de viento abierto. Tomado de F1(2010)

Número de Reynolds

Es un número adimensional el cual es resultado de una diferencia entre fuerzas inerciales entre fuerzas viscosas, se lo representa en la siguiente formula.

$$Re = \frac{\rho * V * L}{\mu}$$

En donde:

ρ es densidad (Kg/m^3)

V es Velocidad (m/s)

L es Longitud característica (m)

μ es viscosidad dinámica del fluido ($Kg/m * s$)

Número de Mach

El número de mach es un número adimensional y es el resultado de la diferencia de la velocidad del objeto a estudiar entre la velocidad del sonido

$$Mach = \frac{Velocidad(m/s)}{Velocidad\ sonido(m/s)}$$

Componentes electrónicos

Anemómetro

Numerosas industrias, como la navegación, la aviación, la producción de energía eólica, la ciencia y la predicción meteorológica, emplean anemómetros ya que son instrumentos que miden la velocidad del viento permitiendo comprender y aprovechar el viento de manera efectiva.

Figura 25

Anemómetro.



Nota. Se muestran el anemómetro.

Tabla 4*Características de anemómetro*

Modelo	US-LC-846A
Rango de velocidad de viento	0.3-45m/s
Rango de temperatura	0-45°C
Rango de flujo de viento	0-999900m ³ /min
Unidades de velocidad de viento	(m/s) (Ft/min) (Knots)(Km/h)(Mph)
Unidades de temperatura	(°C) (°F)
Registro de datos	Si
Medición en tiempo real	Si
Retención de datos	Si
Registro de datos	600 registros

Nota. Se muestran las características del anemómetro. Tomado por LYCEBELL (2023)

Micro manómetro

El micro manómetro es un instrumento de medición de presión la cual está destinada a medir con un rango muy preciso pequeñas variaciones de presión. Esto es utilizado mayormente en laboratorios e plantas de investigación.

Este instrumento es capaz de medir cambios de presión extremadamente pequeños es por ello que son mucho más precisos en la lectura de la presión.

Los micro manómetros dan una presión manométrica, pero a menudo se utilizan en la medición de presión diferencial, ya que este posee dos entradas para poder medir la diferencia de presión entre dos puntos.

Figura 26

Micro manómetro.



Nota. Se muestran un micro manómetro

Tabla 5

Características de micro manómetro

Modelo	US-BT-E2-QX1201
Tiempo de respuesta	0.5 s
Rango de temperatura	-45 - 80°C
Dimensión	164 x 70 x 32 mm
Peso	200g
Unidades de temperatura	(°C) (°F)
Unidades de presión	(KPa) (psi) (bar) (mbar) (inHg) (mmHG) (Pa) (cmH ₂ O)
Registro de datos	SI
Retención de datos	Si

Nota. Se muestran las características del anemómetro. Tomado por BTMETER(2023)

Máquina de Humo

Una máquina de humo es un dispositivo electrónico utilizado para producir un efecto de humo o niebla. La máquina funciona de la siguiente manera, tiene un depósito en donde se coloca un líquido que suele ser una solución a base de agua o glicol, el mismo que se calienta

mediante un elemento calefactor y se convierte en vapor para posteriormente ser liberado como una fina niebla o nube de humo.

Figura 27

Máquina de Humo.



Nota. Se muestran máquina de humo.

Capítulo III

Desarrollo del Tema

Preliminares

El laboratorio de la Universidad de las Fuerzas Armadas Espe cuenta con simuladores, herramientas y máquinas de prueba que ayudan a la formación de los estudiantes, pero es de suma importancia que se tenga un túnel de viento que apoye al aprendizaje aerodinámico de perfiles, debido a que estos son la base de la aviación.

El proyecto “Análisis de parámetros físicos y aerodinámicos, mediante el uso de documentación técnica de perfiles NACA y rehabilitación de túnel de viento TSA-MD-07” tiene como propósito adecuar y rehabilitar un túnel de viento para de esta manera facilitar el método teórico-práctico y que este sea más efectivo.

Chequeo de túnel de viento TSA-MD-07

Como primera tarea fue necesario realizar las respectivas conexiones eléctricas para de esta manera conocer si el ventilador del túnel de viento TSA-MD-07 se encontraba funcional o inoperativo, en este caso se encontraba inoperativo. Posteriormente se realizó una inspección visual externa y observó deterioro de la pintura, agujeros en la estructura base e inicios de grietas en el túnel.

Una vez concluida la inspección externa se comenzó a retirar todos los componentes para poder determinar que partes requerían rectificación o cambio, se observó que existían muchos agujeros y rayones en la zona de pruebas.

Figura 28*Túnel de Viento TSA-MD-07.*

Nota. Se muestran el túnel de viento TSA-MD-07

Estructura Base

La estructura base del proyecto no se encontraba en buenas condiciones por lo que se decidió restaurarla, para ello se retiró todas las conexiones que estaban sueltas en el contorno de ella y se pasó a realizar una profunda limpieza, una vez limpia la base, se tomó las medidas para poder colocar un protector que cubra toda su área.

Figura 29*Protector de estructura Base*

Nota. Se muestran recubrimiento de protector de la base de túnel de viento TSA-MD-07.

Se colocó un protector negro para que mejore la estética del proyecto, así mismo, se procedió a limpiar y lijar la estructura metálica del mismo para finalmente pintarlo de negro.

Figura 30

Pintado de estructura Base



Nota. Se muestran pintado de estructura metálica de túnel de viento TSA-MD-07.

Motor

El motor del túnel de viento se encontraba inoperativo por tal razón fué necesario retirar la hélice para buscar signos evidentes de daños o desgaste, como grietas en la carcasa, partes sueltas o quemaduras. Al no encontrar ninguno de los signos mencionados se comenzó a verificar los cables y conexiones para saber el estado en el que se encontraban.

Se encontró el swich pulsador dañado por lo que se reemplazó con uno nuevo y posteriormente se realizó pruebas de continuidad utilizando un multímetro.

Figura 31

Inspección del motor.



Nota. Se muestran la inspección y chequeo del motor.

Así mismo, se añadió un dimmer para poder controlar la potencia del motor y de esa forma poder regular la velocidad del ventilador. Para la fabricación del dimmer se hizo uso del Triac BT136, Diac DB3, capacitor de 100nF, resistencia de 10K Ω , potenciómetro, terminales

Figura 32

Dimmer



Nota. Se muestran un dimmer.

Cámara de establecimiento

Al desmontar todo el túnel de viento se comenzó a trabajar en diferentes zonas que necesitaban un reacondicionamiento:

Cámara de establecimiento la cual tenía la malla tipo panel de abejas con muchos golpes y en algunas zonas totalmente hundidas, para esto fue necesario realizar una rectificación en los agujeros para corregir las fallas, para de este modo la malla cumpla su función la cual es permitir que el aire tenga un flujo laminar al entrar a la cámara de ensayos.

Figura 33

Cámara de establecimiento.



Nota. Se muestran la inspección y chequeo del motor.

Cámara de ensayos

En la cámara de ensayos se encontró múltiples rayones y manchas en el acrílico, para ello se analizó dos posibles alternativas de remediar los fallos.

1. Una de las técnicas para limpiar acrílico es aplicar alcohol diluido a un 50% en pocas cantidades con un paño.
2. Fabricar una nueva cámara de ensayos

Se decidió realizar pruebas previas de las dos alternativas para poder aplicar la que permita una mejor visualización en la cámara de ensayo.

Para la primera alternativa se realizó una limpieza profunda y se comenzó a aplicar la el paño humedecido durante 10 minutos. El resultado que se obtuvo no fue el deseado por lo que se obtuvo por la segunda alternativa.

Figura 34

Restauración de cámara de ensayos.

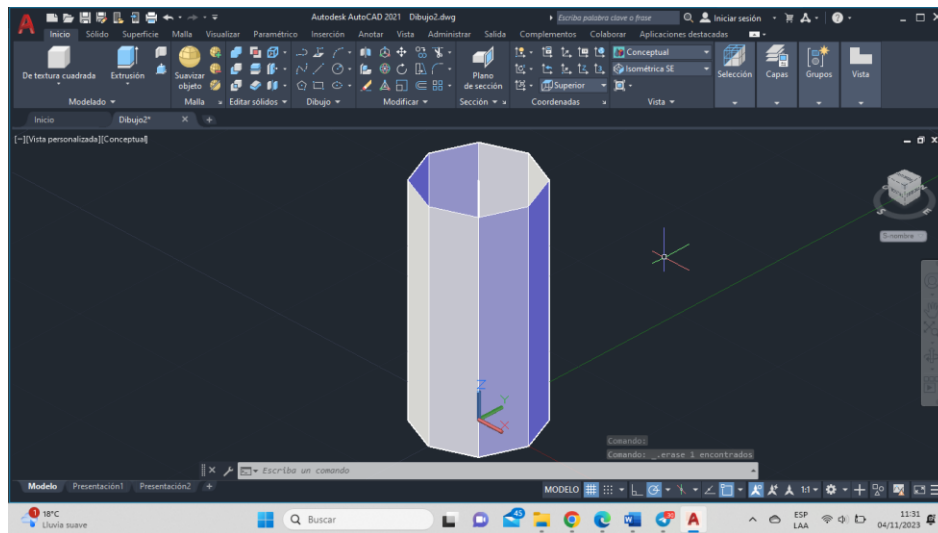


Nota. Se muestran la restauración de la cámara de ensayos.

Para la segunda alternativa, se tomó las medidas de la cámara de ensayos y se la diseño en el programa Autocad para delimitar los lados, se tomaron 8 pedazos de 60cm x 9.5cm para cada lado y se formó un octágono, se diseñó un molde de cartón y se pegó las esquinas de cada pedazo con pegamento especial y silicona, una vez terminada de pegar se dejó que se seque una noche. Finalmente se dejó una abertura en uno de sus lados de 24cm x 9.5cm para que se pueda introducir los perfiles tipo NACA.

Figura 35

Diseño de cámara de ensayos.



Nota. Se muestran el diseño de la cámara de ensayos.

Fabricación de perfiles tipo NACA

Al no disponer de ningún perfil alar se optó por los perfiles tipo NACA ya que estos son los que más se utilizan en las aeronaves y además estos perfiles corresponden a aeronaves que dispone la universidad.

Los tres perfiles que se van a someter a las pruebas en el túnel de viento son:

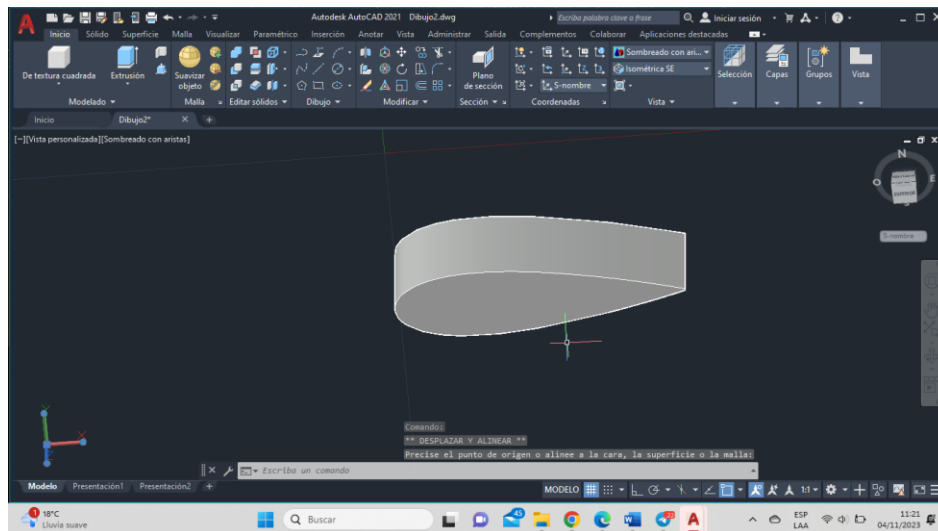
1. Perfil NACA 2412
2. Perfil NACA 0025
3. Perfil NACA 64-421

Se hizo uso del navegador AirfoilTools para obtener el diseño del perfil, posteriormente se graficó en la aplicación Autocad y se tomó las medidas necesarias para que entre en la cámara de ensayos.

Para la fabricación se optó por realizarlo en madera de acacia ya que esta era mucho más resistente que hacerlo en espumaflex o en filamentos, además este material es capaz de resistir muy bien los cambios de humedad. Se sacó el molde del perfil, para que este perdure por mucho tiempo se lijó y pintó con pintura preservante.

Figura 36

Gráfico de perfil NACA 0025.



Nota. Se muestran el gráfico del perfil NACA 0025.

Zona difusora

En la zona difusora fue necesario reacondicionarla, se limpió y lijó para de esta manera quitar las manchas, excesos de pintura y tener una zona homogénea a donde se pueda adherir la pintura nueva, esto se lo realizó en la parte externa e interna de la zona difusora.

Figura 37

Reacondicionamiento de zona difusora.



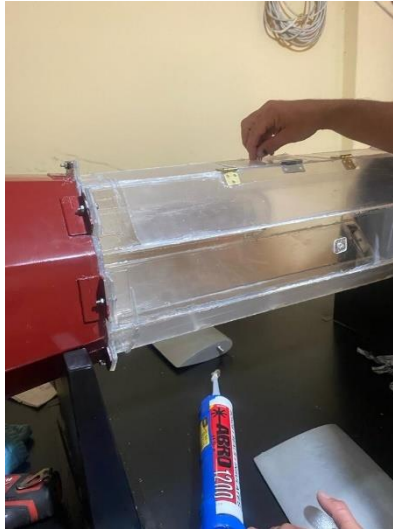
Nota. Se muestran la lijada de la zona difusora.

Ensamblaje y acabado

Una vez ya reacondicionadas todas las secciones del túnel de viento se comenzó a realizar el ensamblaje final, se unió la sección de la cámara de establecimiento con la cámara de ensayos con ayuda de tuercas y pernos de la misma manera se unió la sección difusora con tuercas y pernos. Para darle un buen acabado se sellaron algunas zonas con ayuda de silicona. Ya armado el túnel de viento se lo monto en la parte estructural.

Figura 38

Ensamblaje y acabado.



Nota. Se muestran la lijada de la zona difusora.

Se implemento ruedas en la base del tunel de viento para poder desplazarlo de manera rapida y eficiente, para ello se hizo uso de una maquina de soldar y electrodos. Tambien se agrego un soporte en donde se pueda mantener los instrumentos fijos y no tener fallos a la hora de obtener los resultados.

Figura 39

Colocación de ruedas.



Nota. Se muestra la implementación de ruedas.

Prueba de Funcionamiento

Se debe registrar la importancia que tienen las técnicas de visualización en la dinámica de fluidos, ya que, resulta más fácil estudiar el comportamiento de un flujo. Así mismo deberá relacionar los cambios que se presentan entre un cuerpo y el ángulo de variación que se ajusta dentro del túnel.

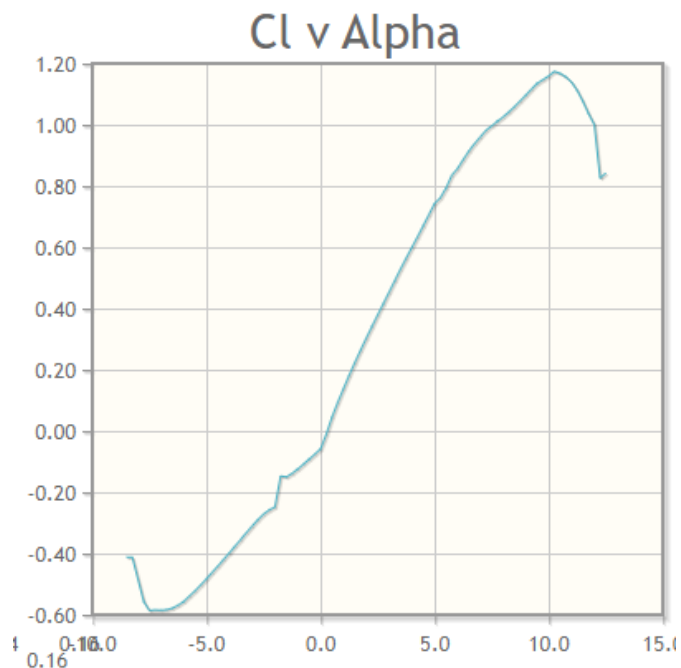
Perfil NACA 2412

El perfil NACA 2412 es el que comúnmente utilizan las aeronaves CESSNA 150, CESSNA 182, CESSNA 206 por sus excelentes cualidades aerodinámicas, con una combinación de sustentación y resistencia que lo hace adecuado para una amplia gama de usos.

“El camber máximo del perfil 2412 es 2% de la longitud de cuerda. la localización del camber máximo está en el 40% de la longitud de la cuerda medido desde el borde de ataque y un máximo grosor de 12% de longitud de cuerda.”(*NACA Overview, s/f*)

Figura 40

Perfil NACA 2412.



Nota. Se muestran que el mayor coeficiente de sustentación es de 1.19 a un ángulo de 10° .

Tomado de Airfoil Tools (2023)

Tabla 6

Datos de velocidad y presión en perfil NACA 2412 a diferentes ángulos.

Naca 2412	Velocidades(m/s)		Presiones (Pa)	
0°	Arriba (17.30)	Abajo (15.00)	Arriba (60)	Abajo (71)
$+10^\circ$	Arriba (19.30)	Abajo (12.60)	Arriba (61)	Abajo (65)
$+20^\circ$	Arriba (20)	Abajo (10.14)	Arriba (60)	Abajo (58)

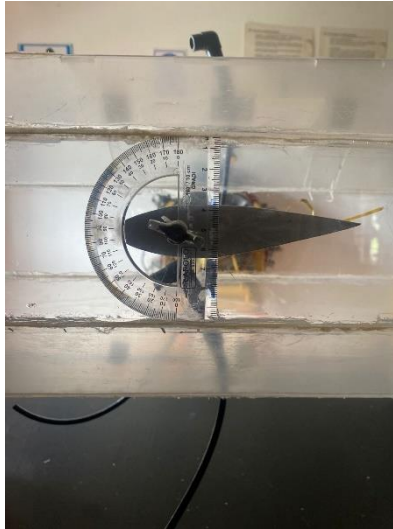
Nota. Se muestran los resultados tomados en el túnel de viento.

Resultados

Al poner a prueba al perfil a 0° de inclinación se puede observar que el aire rodea el perfil y no se observa una pérdida, al observar a detalle se puede ver que existe un flujo laminar en el ángulo de ataque del perfil. Se demuestra que la velocidad es superior en los extrados que en los intrados y su presión es inversa a su velocidad.

Figura 41

Perfil NACA 2412 a 0°.



Nota. Se muestran el perfil NACA 2412 a 0°.

Cuando el perfil se encuentra a +10° se mantiene un flujo laminar hasta la $\frac{3}{4}$ parte del perfil mientras que en el final se produce un flujo turbulento. Así mismo se puede ver que existe un flujo turbulento en las zonas alejadas del perfil.

Figura 42

Perfil NACA 2412 a +10°.



Nota. Se muestran el perfil NACA 2412 a +10°.

Cuando el perfil se encuentre a +20° existe demasiada pérdida de sustentación, ya que existe turbulencia desde el borde de ataque produciendo una pérdida de velocidad, existe un flujo turbulento por el cuerpo del perfil y su capa límite minimiza la resistencia aerodinámica.

Figura 43

Perfil NACA 2412 a +20°.



Nota. Se muestran el perfil NACA 2412 a +20°.

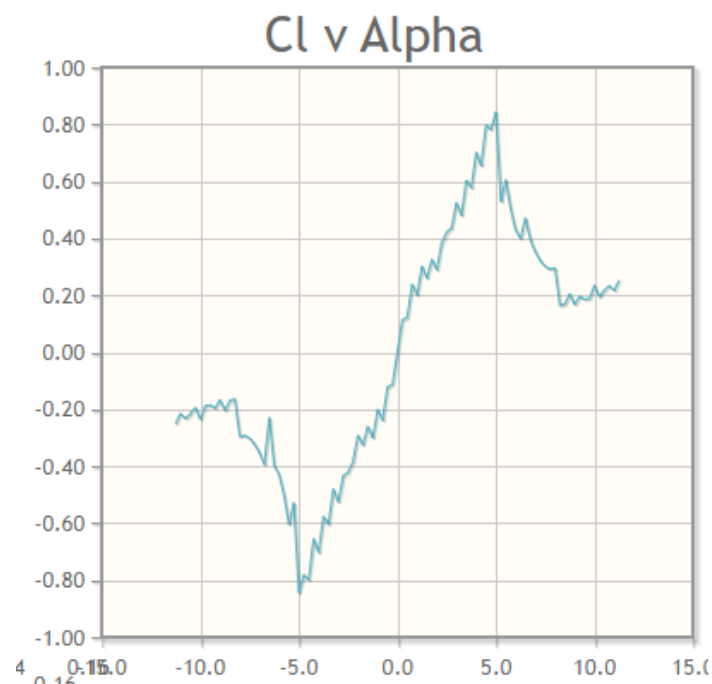
Perfil NACA 0025

El perfil NACA 0025 es un perfil simétrico muy utilizado en aviación ya que son de bajo costo y de fácil construcción, estos perfiles son usados en las superficies de control como el estabilizador vertical y el estabilizador horizontal.

“El camber máximo del perfil 0025 es igual a 0% esto debido a que el camber máximo y la cuerda son las mismas por y su grosor es de 12% de longitud de cuerda.”(NACA Overview, s/f)

Figura 44

Perfil NACA 0025.



Nota. Se muestran que el mayor coeficiente de sustentación es de 0.81 a un ángulo de 5°.

Tomado de Airfoil Tools (2023)

Tabla 7

Datos de velocidad y presión en perfil NACA 0025 a diferentes ángulos.

Naca 0025	Velocidades(m/s)		Presiones (Pa)	
0°	Arriba (18.00)	Abajo (13.00)	Arriba (65)	Abajo (91)
+10°	Arriba (18.60)	Abajo (12.05)	Arriba (66)	Abajo (76)
+20°	Arriba (20.42)	Abajo (9.60)	Arriba (62)	Abajo (67)

Nota. Se muestran los resultados tomados en el túnel de viento.

Resultados

Al poner a prueba al perfil a 0° de inclinación se puede observar que el aire rodea el perfil y no se observa una pérdida, al observar a detalle se puede ver que existe un flujo laminar en el ángulo de ataque del perfil.

Figura 45

Perfil NACA 0025 a 0°.

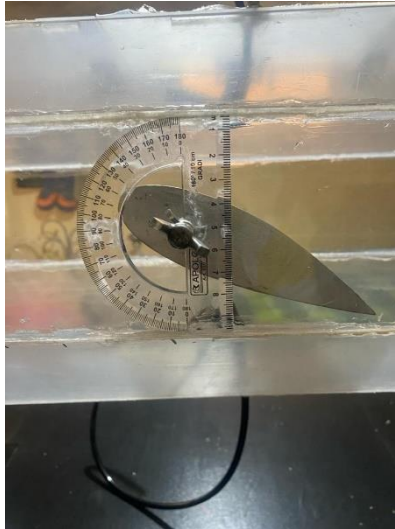


Nota. Se muestran el perfil NACA 0025 a 0°.

Cuando el perfil se encuentra a +10° pierde sustentación ya que existe turbulencia desde el borde de ataque produciendo una pérdida de velocidad. Así mismo se puede ver que existe un flujo turbulento en las zonas alejadas del perfil.

Figura 46

Perfil NACA 0025 a +10°.

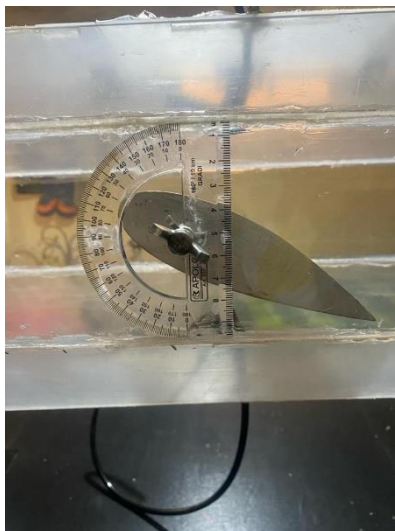


Nota. Se muestran el perfil NACA 0025 a +10°.

En el caso que el perfil se encuentre a +20° existe demasiada pérdida de sustentación, existe un flujo turbulento por el cuerpo del perfil y su capa límite minimiza la resistencia aerodinámica

Figura 47

Perfil NACA 0025 a +20°



Nota. Se muestran el perfil NACA 0025 a +20°.

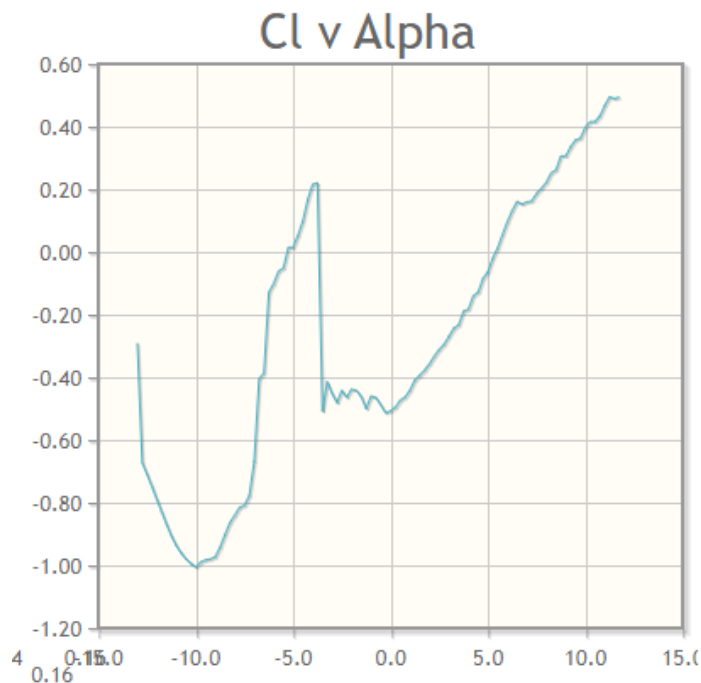
Perfil NACA 64-421

El perfil NACA 64-421 es un perfil simétrico muy utilizado en aviación ya que aumenta el máximo coeficiente de sustentación y está diseñado para mantener flujo laminar y minimizar la resistencia, estos perfiles son usados para aplicaciones de alta velocidad.

“El primer dígito indica la serie, el segundo muestra que tiene un 4% de distancia entre la zona mínima de presión, tiene un coeficiente de sustentación de 40% y un espesor de 21%.”(NACA Overview, s/f)

Figura 48

Perfil NACA 64-421.



Nota. Se muestran que el mayor coeficiente de sustentación es de 0.5 a un ángulo de 10.2°.

Tomado de Airfoil Tools (2023)

Tabla 8

Datos de velocidad y presión en perfil NACA 64-421 a diferentes ángulos.

Naca 64-421	Velocidades(m/s)		Presiones (Pa)	
0°	Arriba (16.67)	Abajo (13.45)	Arriba (65)	Abajo (84)
+10°	Arriba (17.40)	Abajo (14.00)	Arriba (63)	Abajo (77)
+20°	Arriba (18.50)	Abajo (11.60)	Arriba (61)	Abajo (70)

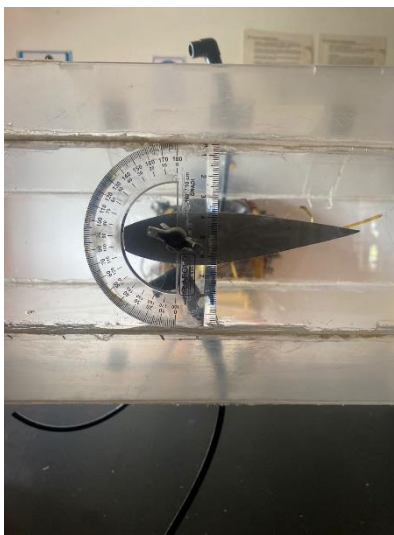
Nota. Se muestran los resultados tomados en el túnel de viento.

Resultados

Al poner a prueba al perfil a 0° de inclinación se puede observar que el aire rodea el perfil y no se observa una pérdida, al observar a detalle se puede ver que existe un flujo laminar en el ángulo de ataque del perfil.

Figura 49

Perfil NACA 64-421 a 0°.



Nota. Se muestran el perfil NACA64-421 a 0°.

Cuando el perfil se encuentra a +10° pierde sustentación ya que existe turbulencia desde el borde de ataque produciendo una pérdida de velocidad. Así mismo se puede ver que existe un flujo turbulento en las zonas alejadas del perfil.

Figura 50

Perfil NACA 64-421 a $+10^\circ$.



Nota. Se muestran el perfil NACA 64-421 a $+10^\circ$.

En el caso que el perfil se encuentre a $+20^\circ$ existe demasiada pérdida de sustentación, existe un flujo turbulento por el cuerpo del perfil y su capa límite minimiza la resistencia aerodinámica

Figura 51

Perfil NACA 64-421 a $+20^\circ$



Nota. Se muestran el perfil NACA 64-421 a $+20^\circ$.

Instructivo de Mantenimiento

Este instructivo se lo puede encontrar en la parte de ANEXOS A

Instructivo de Operación

Este instructivo se lo puede encontrar en la parte de ANEXOS B

Practica de Laboratorio

Esta practica de mantenimiento se lo puede encontrar en la parte de ANEXOS C

Capítulo IV

Conclusiones y Recomendaciones

Conclusiones.

- Se recopiló exitosamente la información bibliográfica actualizada para rehabilitar el túnel de viento TSA-MD-07 y estudiar los parámetros físicos y aerodinámicos que ayudaron al diseño de perfiles NACA adecuados para el estudio en el mismo.
- Se rehabilitó y se adecuaron las zonas del túnel de viento TSA-MD-07 ya que se encontraban deterioradas por la falta de mantenimiento y por el pasar del tiempo, así mismo se añadió un swich pulsador y un dimmer para un mejor funcionamiento del túnel de viento.
- Se implementaron instrumentos de indicación para analizar y evaluar la presión y velocidad generada en los perfiles tipo NACA y de esta forma entender como vuela una aeronave y el principio de sustentación.
- Se realizaron pruebas de funcionamiento en perfiles NACA 2412 y 0025 en 0° , $+30^\circ$, -30° para corroborar el correcto funcionamiento del túnel de viento

Recomendaciones.

- Es necesario que se dé un uso correcto al túnel de viento y sus instrumentos para evitar su deterioro o estropeo del mismo.
- Realizar un mantenimiento constante para de esta manera preservar el túnel y que se conserve en óptimas condiciones y funcional.
- Recibir un entrenamiento del uso de los instrumentos para poder operarlos correctamente y de la forma mas adecuada.
- Seguir los isntructivos sobre su operación y mantenimeinto para asegurarse de un buen uso del túnel de viento TSA-MD-07

Bibliografía

Agroclimatología Tropical. (s/f). EUNED.

ANIBAL, I. C. (2015). *Aerodinámica y actuaciones del avión 13.ª edición*. Ediciones Paraninfo, S.A.

Diego Patricio Pinedamaigua & Wilmer Hernan Vega Santilla. (2010). *DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN TUNEL DE VIENTO SUBSÓNICO CON SISTEMA DE ADQUICICIÓN DE DATOS*.

Domínguez, M. O., & Avilés, A. C. (2022). Principio de Bernoulli. *Ingenio y Conciencia Boletín Científico de la Escuela Superior Ciudad Sahagún*, 9(18), Article 18.
<https://doi.org/10.29057/escs.v9i18.8806>

Early History of NACA | National Air and Space Museum. (s/f). Recuperado el 9 de diciembre de 2023, de <https://airandspace.si.edu/events/early-history-naca>

Houghton, E. L., & Carpenter, P. W. (2003). *Aerodynamics for Engineering Students*. Elsevier.

Ignacio Da Riva de la Cavada. (s/f). *Aerodinámica*. Universidad Politécnica de Madrid.

NACA Overview. (s/f). Recuperado el 9 de diciembre de 2023, de
<https://history.nasa.gov/naca/overview.html>

Santiago Pinzón Paz. (2013, junio 27). El perfil Alar y su nomenclatura NACA. *2013*, 8, 26–32.

Saúl Miguel Bricio. (2020). *Ventajas e inconvenientes de las aeronaves con rotor basculante frente a los helicópteros convencionales—Repositorio Institucional de Documentos*.
<https://zaguan.unizar.es/record/101028#>

Sir George Cayley, the father of aeronautics. Part 1. The invention of the aeroplane. (s/f).
<https://doi.org/10.1098/rsnr.2002.0176>

Taison Alexander Parra Chavez. (2019). *Construcción de un código computacional para el circuito aerodinámico de un túnel de viento* [Trabajo de Grado Pregrado, Universidad de Pamplona].
<http://repositoriodspace.unipamplona.edu.co/jspui/handle/20.500.12744/4061>

Anexos