

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA  
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

TRABAJO DE FIN DE GRADO:

**LEVANTAMIENTO CON SISTEMAS LÁSER ESCÁNER  
DE UN AVIÓN MIRAGE F1 Y ESTUDIO DE LA  
INFLUENCIA DE LA IMPRESIÓN 3D SOBRE LA  
RESISTENCIA AERODINÁMICA**

Grado en Ingeniería Aeroespacial



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



---

*Autor:* Rodrigo Antonio Casar Tena  
*Tutor:* Enrique Priego de los Santos  
*Cotutor:* Pedro Martí Gómez-Aldaraví  
*Fecha:* Julio 2019



*Gracias a Pedro, Marco y Enrique por su ayuda.  
Gracias a mis compañeros de seminario por su compañía.  
Gracias a mi familia, la que se elige y la que no, por estar siempre.*

*Dedicado a los que están por llegar.*



## Resumen

Este Trabajo Final de Grado, basado en la metodología de la ingeniería inversa, explora las posibilidades de la impresión 3D para medir, mediante la aplicación de los sistemas de análisis del túnel de viento cerrado de la Universidad Politécnica de Valencia, las variaciones de la resistencia aerodinámica en función de dos parámetros de impresión: altura de capa y velocidad de impresión.

El modelo de estudio experimental es un perfil aerodinámico de un Mirage F1 obtenido mediante levantamiento con sistemas láser escáner que incluye: la toma de datos, la unión de los escaneos, la limpieza de la nube de puntos y la conversión de la misma en un modelo de malla. A partir de la información que proporciona la malla se construye la geometría para el análisis aerodinámico.

El estudio de las distintas combinaciones de los parámetros de impresión demuestra que la altura de capa es el parámetro más influyente sobre la calidad superficial y, por tanto, sobre la resistencia aerodinámica. En la investigación se desarrollan tres experimentos que, de forma cuantitativa y cualitativa, pretenden demostrar la influencia de la altura de capa sobre la resistencia aerodinámica.



## **Abstract**

This Final Degree Project, based on the methodology of reverse engineering, explores the possibilities of 3D printing to measure, through the application of the closed wind tunnel analysis systems of the Polytechnic University of Valencia, the variations of the aerodynamic resistance depending on two printing parameters: layer height and printing speed.

The experimental study model is an aerodynamic profile of an F1 Mirage obtained by surveying with laser systems. This task includes taking data, joining the scans, cleaning the point cloud and converting it into a mesh model. The geometry for aerodynamic analysis is constructed from the information provided by the mesh.

The study of the different combinations of the printing parameters shows that the layer height is the most influential parameter on the surface quality and, therefore, on the aerodynamic resistance. In the investigation three experiments are developed and, in a quantitative and qualitative way, try to demonstrate the influence of the layer height on the aerodynamic resistance.



# Índice general

<b>1. Introducción</b>	<b>15</b>
<b>2. Levantamiento del Mirage F1</b>	<b>17</b>
2.1. Instrumento . . . . .	17
2.2. Objeto . . . . .	19
2.2.1. Características técnicas del Mirage F1 CE . . . . .	20
2.3. Metodología . . . . .	20
2.4. Conversión de archivos . . . . .	22
2.5. Unión de escaneos . . . . .	23
2.6. «Limpieza» de la nube de puntos . . . . .	24
2.7. Cambio del sistema de coordenadas . . . . .	26
2.8. Obtención de la malla . . . . .	27
<b>3. Resultados del levantamiento y modelización 3D</b>	<b>29</b>
3.1. Resultados del levantamiento . . . . .	29
3.2. Modelización 3D . . . . .	31
3.3. Geometría para el análisis experimental . . . . .	35
<b>4. Metodología experimental</b>	<b>37</b>
4.1. Fuerzas y coeficientes aerodinámicos sobre un perfil . . . . .	38
4.1.1. Resistencia $D$ . . . . .	41
4.2. El túnel de viento . . . . .	43

4.3. El perfil alar . . . . .	46
4.4. Modelos . . . . .	48
4.5. Descripción de los experimentos . . . . .	52
4.5.1. Análisis de la fuerza de resistencia . . . . .	52
4.5.2. Análisis de la fricción con «gotas de agua» . . . . .	53
4.5.3. Análisis de la estructura del flujo en el extradós . . . . .	54
<b>5. Resultados experimentales</b>	<b>57</b>
5.1. Resultados del análisis de la fuerza de resistencia . . . . .	57
5.2. Resultados del análisis con «gotas de agua» . . . . .	57
5.2.1. Resultados del primer punto de control T1 . . . . .	60
5.2.2. Resultados del segundo punto de control T2 . . . . .	62
5.3. Resultados del análisis de la estela . . . . .	64
5.3.1. Ensayos con ángulo de ataque de 0° . . . . .	65
5.3.2. Ensayos con ángulo de ataque de 3° . . . . .	66
5.3.3. Ensayos con ángulo de ataque de 6° . . . . .	67
5.3.4. Ensayos con ángulo de ataque de 9° . . . . .	69
5.4. Comparación de Resultados . . . . .	69
<b>6. Presupuesto</b>	<b>71</b>
<b>7. Conclusiones</b>	<b>73</b>
<b>A. Plano del modelo experimental</b>	<b>77</b>
<b>B. Coordenadas del perfil experimental</b>	<b>79</b>
<b>C. Datos obtenidos en los ensayos con «gota de agua»</b>	<b>81</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>85</b>

# Índice de figuras

2.1. Trimble TX6 en el Edificio 7L de la UPV. . . . .	18
2.2. Mirage F1 de la Universidad Politécnica de Valencia. . . . .	20
2.3. Localización de los escaneos realizados con el Trimble TX6. . . . .	21
2.4. Ejemplo de selección de puntos para la unión dos a dos de los escaneos . . . .	24
2.5. Vista aérea del Edificio 7L. . . . .	25
2.6. Vista exterior e interior del Edificio 7L en LEICA CYCLONE. . . . .	25
2.7. Vista del Mirage F1 en LEICA CYCLONE. . . . .	26
2.8. Procedimiento de mallado mediante 3DReshaper. . . . .	28
3.1. Modelo 3D del Mirage F1 en nube de puntos. . . . .	30
3.2. Errores en la malla detectados con la herramienta <i>Inspector</i> . . . . .	31
3.3. Tipos de errores detectados por MESHMIXER. . . . .	32
3.4. Errores internos del modelo. . . . .	32
3.5. Secciones del modelo 3D del Mirage F1. . . . .	33
3.6. Perfiles alares del Mirage F1. . . . .	34
3.7. Perfil del Mirage F1 a 2.2m del encastre. . . . .	35
3.8. Modelo 3D del montaje utilizado en el análisis experimental. . . . .	36
4.1. Líneas de corriente de un perfil NACA 012 con un ángulo de ataque de 11°. (Fuente:(2)) . . . . .	39
4.2. Esquema de fuerzas aerodinámicas sobre un perfil. (Fuente: <i>Fundamentals of Aerodynamics</i> (7)) . . . . .	39

4.3. Perfil de velocidades en la capa límite y en la zona exterior de flujo libre sobre una placa plana. ( <i>Fuente:</i> Wikipedia) . . . . .	41
4.4. Comparación entre la resistencia de fricción y la resistencia de presión para diferentes cuerpos aerodinámicos sin ángulo de ataque. ( <i>Fuente:</i> NASA SP-367)	42
4.5. Evolución de la capa límite en función de la rugosidad. ( <i>Fuente:</i> NASA SP-367)	43
4.6. Túnel de viento de la UPV. ( <i>Fuente:</i> (9)) . . . . .	44
4.7. Plano del túnel de viento de la UPV. ( <i>Fuente:</i> (13)) . . . . .	45
4.8. Esquema tubo de pitot. ( <i>Fuente:</i> (2)) . . . . .	46
4.9. Definición de un perfil. . . . .	47
4.10. Esquema de un perfil alar. ( <i>Fuente:</i> Wikipedia.) . . . . .	47
4.11. Patrones de relleno habituales en CURA ULTIMAKER. ( <i>Fuente:</i> Triesfera.) .	49
4.12. Pruebas de impresión con variaciones en velocidad de impresión y altura de capa. . . . .	50
4.13. Comparación de los modelos de impresión. . . . .	51
4.14. Montaje en el túnel de viento del experimento de la gota de agua. . . . .	54
4.15. Montaje de los hilos sobre los modelos de ensayo. . . . .	56
5.1. Características de una gráfica de caja y bigotes. . . . .	59
5.2. Gráfico de Caja y Bigotes del primer punto de control. . . . .	60
5.3. Gráfico de medias e intervalos LSD para el primer punto de control. . . . .	62
5.4. Gráfico de Caja y Bigotes del segundo punto de control. . . . .	63
5.5. Gráfico de medias e intervalos LSD para el segundo punto de control. . . . .	64
5.6. Líneas de corriente en la estela de un perfil. . . . .	65
5.7. Ensayos a ángulo de ataque de 0 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 25 m/s.	66
5.8. Ensayos a ángulo de ataque de 3 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 25 m/s.	66
5.9. Ensayos a ángulo de ataque de 6 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 20 m/s.	67
5.10. Ensayos a ángulo de ataque de 6 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 25 m/s.	68
5.11. Ensayos a ángulo de ataque de 9 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 20 m/s.	69
A.1. Plano del modelo experimental (medidas en mm). . . . .	77

# Índice de cuadros

2.1. Niveles de resolución del escáner Trimble TX6. . . . .	19
4.1. Características de impresión de los modelos. . . . .	52
4.2. Propiedades del experimento para una cuerda de 20 cm y condiciones atmosféricas a nivel del mar. . . . .	53
4.3. Condiciones de los ensayos en los Modelos 2 y 4 para el análisis de la estela. .	55
5.1. Tiempos del primer ensayo con el Modelo 2 . . . . .	58
5.2. Datos eliminados del primer punto de control. . . . .	60
5.3. Coeficiente de variación de las distribuciones para el primer punto de control.	61
5.4. Pruebas LSD de las muestras para el primer punto de control. . . . .	61
5.5. Coeficiente de variación de las distribuciones para el segundo punto de control.	62
5.6. Pruebas LSD de las muestras para el segundo punto de control. . . . .	63
5.7. Comparación del tiempo y el material de impresión entre los modelos. . . . .	70
6.1. Costes de personal. . . . .	71
6.2. Costes de herramientas. . . . .	72
6.3. Costes de licencias. . . . .	72
6.4. Costes totales del trabajo y beneficio industrial del mismo. . . . .	72
C.1. Tiempos del primer ensayo con el Modelo 1. . . . .	81
C.2. Tiempos del segundo ensayo con el Modelo 1. . . . .	81
C.3. Tiempos del tercer ensayo con el Modelo 1. . . . .	82

C.4. Tiempos del primer ensayo con el Modelo 2. . . . .	82
C.5. Tiempos del segundo ensayo con el Modelo 2. . . . .	82
C.6. Tiempos del tercer ensayo con el Modelo 2. . . . .	82
C.7. Tiempos del primer ensayo con el Modelo 3. . . . .	83
C.8. Tiempos del segundo ensayo con el Modelo 3. . . . .	83
C.9. Tiempos del tercer ensayo con el Modelo 3. . . . .	83
C.10. Tiempos del primer ensayo con el Modelo 4. . . . .	83
C.11. Tiempos del segundo ensayo con el Modelo 4. . . . .	84
C.12. Tiempos del tercer ensayo con el Modelo 4. . . . .	84

# Capítulo 1

## Introducción

La ingeniería inversa es el proceso mediante el cual se obtiene información a partir de un diseño o un producto. En la actualidad, dos tecnologías muy utilizadas en este tipo de procesos son el levantamiento industrial mediante sistemas láser escáner y la impresión 3D. Este trabajo final de grado tiene como finalidad obtener el Grado en Ingeniería Aeroespacial realizando un levantamiento industrial de un avión Mirage F1 y analizando la influencia de dos parámetros de las impresiones 3D en los ensayos experimentales en túneles de viento: la altura de capa y la velocidad de impresión.

Existen diversas maneras de reconstruir objetos digitalmente, sin embargo, cuando la geometría es muy compleja o la toma de medidas es difícil, una de las herramientas más útiles son los levantamientos mediante láser escáner. Este método, si se hace correctamente, permite obtener un modelo digital del objeto con un gran nivel de detalle. Un levantamiento requiere de escaneos en varias posiciones alrededor del objeto para obtener información sobre todas las superficies del mismo. Además, el tratamiento de los datos obtenidos en cada escaneo es un proceso imprescindible y delicado. Uno de los objetivos de este trabajo final de grado es realizar un levantamiento industrial exitoso consistente en la toma de datos, la unificación de los datos bajo un mismo sistema de referencia y la limpieza de los datos que carecen de interés.

A nivel industrial los levantamientos tienen como objetivo construir un modelo digital del que extraer algún tipo de provecho. El levantamiento del Mirage F1 realizado en este trabajo, a parte de ser un fin en sí mismo, es un medio para conseguir otro objetivo: extraer la información sobre un perfil aerodinámico del Mirage F1 con el que poder realizar un estudio experimental sobre la influencia de la impresión 3D en los ensayos en túneles de viento.

La impresión 3D es una tecnología en auge hoy en día en el ámbito de la investigación y el desarrollo debido a su capacidad de construir objetos únicos de una manera sencilla y económica a partir de diferentes tipos de materiales, comúnmente plásticos. Concretamente, en la industria aeronáutica, es un método de fabricación idóneo para análisis experimentales de modelos en túneles de viento ya que se pueden construir todo tipo de formas y la resistencia de los modelos suele ser suficiente. Para los análisis aerodinámicos experimentales, las características más importantes de un modelo son el tiempo de impresión, ya que algunas piezas pueden tardar días en imprimirse y el acabado superficial, puesto que influye sobre la resistencia aerodinámica del modelo. Uno de los objetivos de este trabajo es evaluar la in-

fluencia que tienen la velocidad de impresión y la altura de capa sobre el tiempo de impresión y sobre la resistencia aerodinámica. En ensayos en túneles de viento es habitual realizar un post tratamiento a los modelos que asemeje la calidad superficial a la del modelo real (normalmente materiales metálicos o pinturas). Por tanto, en este trabajo también se incluirá la variable del post tratamiento de lijado y pintado en el estudio.

Para lograr este fin, se evaluará que parámetro tiene mayor influencia sobre el tiempo de impresión y la calidad superficial: la altura de capa o la velocidad de impresión. Posteriormente se diseñará un modelo 3D a partir de la información extraída del perfil del Mirage F1 y se imprimirán cuatro modelos variando el parámetro que mayor influencia tenga. Finalmente se realizarán tres análisis experimentales con el fin de determinar cualitativa y cuantitativamente la influencia de este parámetro en la resistencia aerodinámica.

Este trabajo está motivado por un interés personal por el diseño CAD y la impresión 3D además de por contribuir a una mejora de los procedimientos de análisis aerodinámicos experimentales.

De una manera resumida y concisa, los objetivos de este trabajo son:

- Realizar con éxito un levantamiento industrial mediante sistemas láser escáner de un Mirage F1.
- Determinar que parámetro de impresión tiene mayor influencia sobre el tiempo de impresión y la calidad superficial.
- Determinar cuantitativa y cualitativamente la influencia de este parámetro y de los post tratamientos de impresiones 3D en la resistencia aerodinámica.

## Capítulo 2

# Levantamiento del Mirage F1

### 2.1. Instrumento

Una de las partes principales de este trabajo es la realización de un levantamiento topográfico de alta resolución de el avión Mirage F1 que permita obtener un modelo 3D fiel a la realidad con el que se puedan obtener medidas, realizar reproducciones o hacer análisis tanto experimentales como computacionales. Para este fin es habitual utilizar sistemas láser escáner, una tecnología en auge debido a la gran cantidad de información que es capaz de obtener de la superficie que escanea. La primera tecnología de escaneo 3D es original de la década de 1960. En esta época, los escáneres estaban basados en luces, cámaras y proyectores y los tiempos para analizar los objetos eran muy altos. A partir de 1985, surgieron escáneres que eran capaces de usar rayos láser aumentando la resolución de los escaneos y el reduciendo el tiempo de obtención de datos. Hoy en día estos sistemas de reconstrucción 3D son muy usados en áreas como la arquitectura, arqueología, ingeniería o en la industria de la animación digital. Antes de profundizar en las particularidades de este instrumento es necesario tener presente su definición.

Tal y como expone Priego (10) “El láser escáner es un instrumento que realiza el barrido de una superficie con un haz de láser en forma de abanico captando miles de puntos por segundo. El resultado de la medición son coordenadas tridimensionales (x, y, z) de una densa nube de puntos definidos a partir de cientos de miles o millones de mediciones individuales, que en sí mismas componen un modelo numérico de los objetos registrados. El producto generado es una nube de puntos de alta densidad en verdadera magnitud.”

Este método ofrece una gran cantidad de información y con gran detallismo, pero, por sí solo, forma un modelo muy simplificado que tiene interés únicamente visual o dimensional. Para otorgar utilidad real al instrumento es necesario un tratamiento de la nube de puntos mediante el software adecuado, que permita transformar la nube de puntos en un modelo de malla.

Los sistemas láser escáner son escáneres que no necesitan contacto físico con el objeto. Dentro de este tipo de escáneres existen diferentes clasificaciones en función de la manera de capturar el objeto: tiempo de vuelo, triangulación, diferencia de fase, etc. También pueden clasificarse en activos, si emiten una señal y analizan su retorno o pasivos, si no emiten ningún

tipo de radiación por si solos y captan la radiación reflejada en el ambiente.

Para este trabajo se ha utilizado un sistema activo basado en mediciones por tiempo de vuelo. Este tipo de escáner determina la posición de un punto con respecto a él mismo midiendo el tiempo de viaje de ida y vuelta de un pulso de luz que emite utilizando un diodo láser. Conociendo la velocidad de la luz y utilizando la ecuación de un movimiento rectilíneo uniforme que relaciona la distancia recorrida, el tiempo transcurrido y la velocidad de movimiento, es posible obtener la distancia que recorre el láser, teniendo en cuenta que el tiempo transcurrido en el viaje del instrumento al objeto es la mitad del tiempo registrado. Resulta evidente que, debido a la magnitud de la velocidad de la luz, la precisión para medir el tiempo es un factor determinante en la calidad de estos instrumentos. En el mercado actual, existen múltiples opciones dentro de estos sistemas. Las características entre los distintos equipos difieren principalmente en la velocidad de barrido, la densidad de la nube de puntos, la precisión, el alcance y la capacidad de obtener el color real del punto.



Figura 2.1: Trimble TX6 en el Edificio 7L de la UPV.

El láser utilizado para la toma de datos de este trabajo fue un Trimble TX6 que se caracteriza, principalmente, por su alta velocidad de toma de datos. Utiliza la tecnología Trimble Lightning siendo menos susceptible a la variación de tipos de superficies y condiciones atmosféricas. Además, posee una cámara integrada de alta resolución que es capaz de tomar imágenes HDR completas del campo visual en menos de 2 minutos permitiendo otorgarle a cada punto su color. El tiempo de escaneo típico es de tan solo 3 minutos para capturar 34 millones de puntos, o de 6 minutos para capturar 138 millones de puntos. El Trimble TX6 mantiene su alta precisión en todo su alcance de 80 m sin necesidad de reducir la velocidad. Además, está disponible con una actualización opcional que aumenta el alcance a 120 m. Posee un campo de visión de  $360^\circ \times 317^\circ$  y un alcance de 120m. Cuenta con un pantalla táctil y una interfaz intuitiva que permite crear proyectos, seleccionar la resolución de escaneo y nivelar el instrumento de forma sencilla. Es posible operar el láser distancia a través de WLAN integrado. Su láser no es peligroso para los ojos y puede utilizarse de forma segura en lugares públicos. Tiene un peso de 11 kilos lo que facilita la movilidad del mismo y esta alimentado por baterías de Li-ión de larga duración. El diseño del TX6 está homologado por la norma IP54.

La empresa desarrolladora del escáner, Trimble, define el TX6 como una solución económica para capturar datos tridimensionales a alta velocidad. Presume de combinar velocidad, alcance y precisión fijando un nuevo estándar en cuanto a la facilidad de uso y el rendimiento (4).

Los niveles de resolución del escaneo se muestran en el cuadro 2.1. En todos los escaneos realizados se ha utilizado un nivel 1, capaz de captar 4 puntos por centímetro cuadrado a una distancia de 10 metros.

Parámetros de escaneo	Vista preliminar	Nivel 1	Nivel 2	Nivel 3
Alcance máximo	80/120 m	80/120 m	80/120 m	80/120 m
Duración del escaneado (minutos)	02:00	03:00	05:00	19:00
Espaciamiento entre puntos a 10 m	15,1 mm	—	—	—
Espaciamiento entre puntos a 30 m	—	22,6 mm	11,3 mm	5,7 mm
Número de puntos	8,7 Mpts	34 Mpts	138 Mpts	555 Mpts

Cuadro 2.1: Niveles de resolución del escáner Trimble TX6.

El modelo concreto del Trimble TX6 fue adquirido en 2017 por el departamento de Ingeniería Cartográfica de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Geodésica, Cartográfica y Topográfica de la Universidad Politécnica de Valencia (UPV).

## 2.2. Objeto

El objetivo del escaneo era obtener la nube de puntos del avión de combate Mirage F1 y del helicóptero BO 105 que se encuentran en el laboratorio Pedro Duque de la Universidad Politécnica de Valencia. A partir de esta nube de puntos, se realizará una modelización 3D del Mirage F1, siendo uno de los objetivos de este trabajo. También se realizará una modelización del helicóptero BO 105 en otro trabajo de fin de grado.

El Mirage F1 es un caza de superioridad aérea y avión de ataque de tercera generación, diseñado y construido por la empresa francesa Dassault Aviation que se encuentra actualmente en servicio, pero fuera de producción. Entró en servicio a principio de los años 1970. El Mirage F1 nació a raíz de un requerimiento del Ejército del Aire francés para sustituir al Mirage III, un avión de diseño en delta que presentaba numerosos defectos. Los desarrollos tecnológicos del momento permitieron a Dassault optar por una configuración más tradicional de ala en flecha, montada en alto sobre el fuselaje y con diedro negativo. El avión resultante fue un caza ligero y mono-motor, con una configuración limpia y atractiva. Gracias a su diseño alar es capaz de llevar gran cantidad de carga útil. Además, es capaz de despegar y aterrizar en pistas cortas y carreteras gracias a su tren de aterrizaje alto y robusto.

Los primeros cazas Mirage F1 en llegar a la Base de los Llanos (Albacete) lo hacen en 1975. El Ejército del Aire español se reformó comprando 15 unidades. Estas unidades pertenecían a la familia F1 C y fueron asignados al Escuadrón 141, el primero de la recién creada Ala 14.

El Mirage F1 CE de la Universidad Politécnica de Valencia fue una donación por parte del Ejército del Aire después de 22 años de buen funcionamiento. Sirvió en la base de Albacete, bajo la designación de C14, y está destinado a la realización de prácticas del Grado de



Figura 2.2: Mirage F1 de la Universidad Politécnica de Valencia.

Ingeniería Aeroespacial y el Máster en Ingeniería Aeronáutica que se imparten en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño.

### 2.2.1. Características técnicas del Mirage F1 CE

El Mirage F1 CE posee 15 metros de longitud, 8.4 metros de envergadura y una altura de 4.15 metros. Su peso en vacío es de 7.400 kg y su masa máxima de despegue es de 14.900 kg. Es capaz de alcanzar una velocidad máxima de Mach 2.2 a 12.000 metros de altura y posee un alcance de 3.300 km con depósitos externos, en misión de traslado. El rol primario de esta versión del Mirage F1 es el de defensa aérea. Posee capacidad para 2 tripulantes y puede equiparse con misiles aire-aire de corto y mediano alcance, cañones internos y radar Cyrano.

## 2.3. Metodología

La planificación de la toma de datos tiene que tener en cuenta una serie de parámetros antes de realizar las mediciones, tales como el tiempo disponible para la realización de los escaneos, el número mínimo de estacionamientos para obtener las mínimas zonas de sombra en el objeto a escanear y el número máximo de estacionamientos que se pueden procesar con las herramientas disponibles. Además, tiene que tener en cuenta las limitaciones del instrumento láser escáner y el nivel de escaneado que se va a utilizar.

Para esta toma de datos, se planificaron 25 escaneos en diferentes estacionamientos que se repartían a lo largo de la parte oeste del laboratorio Pedro Duque (Edificio 7L), lugar donde se encuentran tanto el Mirage F1 como el BO 105. La Figura 2.3 muestra un mapa tridimensional de los estacionamientos donde se realizaron los escaneos. Esta imagen se ha obtenido una vez realizado el registro de todos los escaneos y la «limpieza» de parte de la nube de puntos, sin embargo, todo este procedimiento se explicará con mayor detalle más adelante. Se puede apreciar como se repartieron los escaneos para obtener la máxima información posible tanto del avión como del helicóptero pero teniendo en cuenta el tiempo disponible para la toma de medidas y las limitaciones de espacio que presenta el laboratorio. Los escaneos 1-4 se eligieron para aprovechar la altura que da la plataforma sur del hangar, pudiendo captar así puntos que quedarían en sombra si solo se realizaran escaneos a la altura del suelo. Los escaneos 5-12 y 15-16 rodean tanto al avión como al helicóptero evitando que se produzcan zonas de sombra.

Para conseguir información de la parte superior derecha de ambos objetos, se realizaron los escaneos 13-14 encima de un segmento de un ala, que se encuentra en el laboratorio, y los escaneos 22-25 encima de una escalera. Por último, los estacionamientos 17-21 se eligieron para obtener datos sobre la parte inferior de los vehículos.

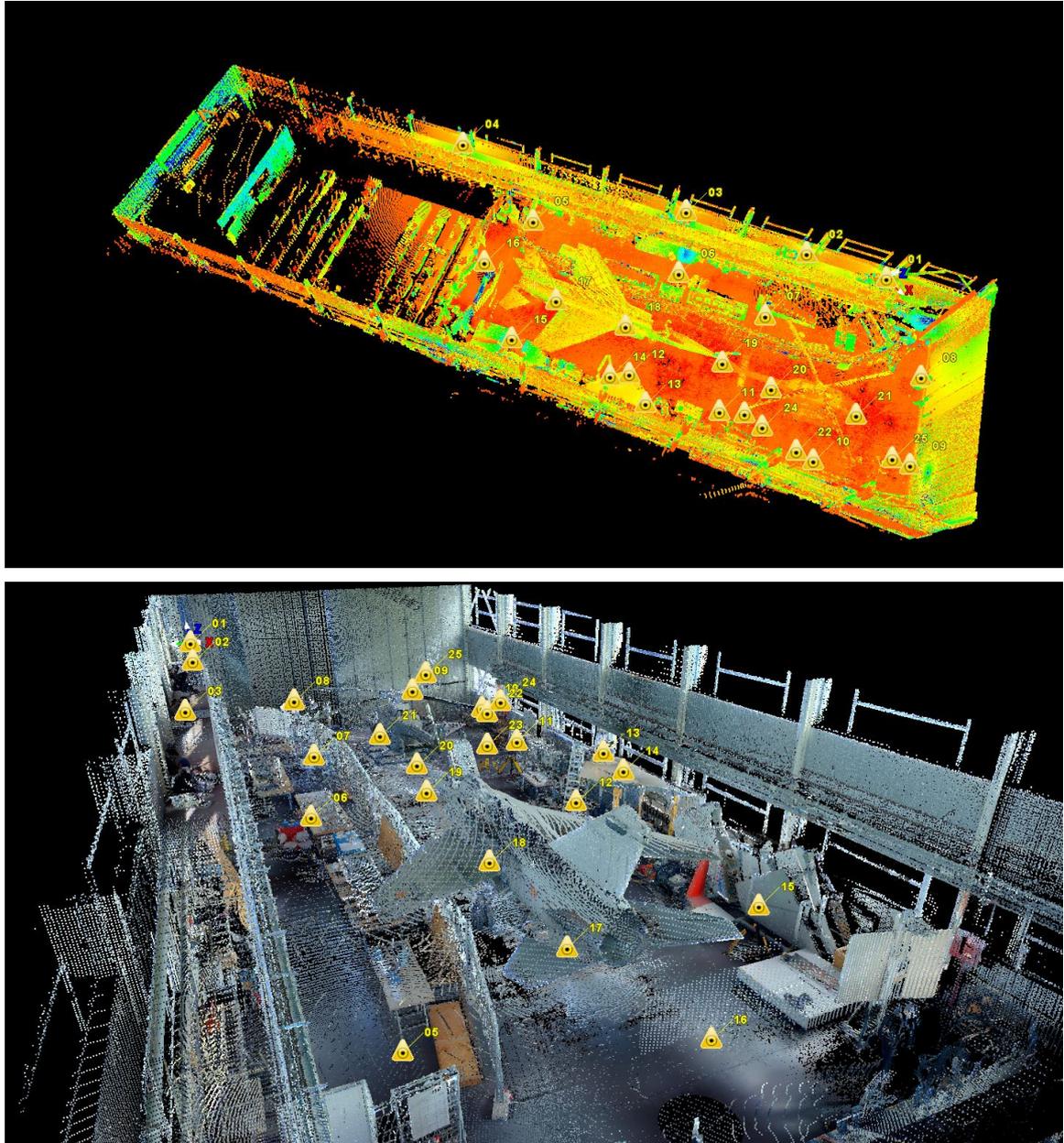


Figura 2.3: Localización de los escaneos realizados con el Trimble TX6.

Una vez planificados los escaneos se pasa a la ejecución de los mismos. Colocado el instrumento en su posición, se requiere seguir los siguientes pasos:

1. Anclaje del instrumento: elegida la ubicación donde se quiere realizar el escaneo se monta el TX6 sobre su trípode y se ancla mediante las roscas que posee el láser escáner.
2. Creación del proyecto: antes de realizar el primer escaneo es necesario crear una carpeta

de trabajo donde poder guardar todos los escaneos. Para ello se selecciona en el menú la opción *Projects* y se le otorga un nombre al proyecto.

3. Nivelación analógica: utilizando el nivel analógico del escáner es necesario hacer un pre-nivelado del mismo.
4. Nivelación digital: una vez encendido es láser escáner, seleccionando la opción *Leveling* del menú, se accede a una pestaña con un nivel digital que permite conseguir un nivelado de mayor precisión.
5. Selección de resolución: para seleccionar el nivel de resolución del escaneo hay que acceder a la pestaña *Scan Parameters* del menú y elegir entre los diferentes niveles. Tal y como se ha comentado, para este proyecto todos los escaneos se han realizado en el nivel 1 de resolución. Este paso solo es necesario realizarlo en el primer estacionamiento ya que el instrumento guarda esta preferencia hasta que se cambie.
6. Guardado y apagado: tras haber realizado la fotografía y el barrido de puntos, el escaneo se guarda de forma automática. Sin embargo, si la nivelación ha sido incorrecta pero el escaneo se ha llevado a cabo igualmente, el Trimble TX6 notifica que ese escaneado no está nivelado. Para mover el instrumento a la siguiente posición es recomendable apagarlo.

El tiempo que toma este procedimiento depende de la habilidad del operario para hacer la nivelación y del nivel de resolución seleccionado. En este caso, la realización de los 25 estacionamientos llevó un total de 3 horas.

## 2.4. Conversión de archivos

El tratamiento digital de la nube de puntos es esencial para poder unir todos los escaneos realizados y así obtener una nube de puntos unificada, un modelo 3D consistente y con un único sistema de referencia. A partir de esta nube de puntos será posible crear mallas, tomar medidas, analizar datos geométricos, etc. Este proceso de unión de los escaneos es conocido como registro. Además, una vez creada esta nube de puntos única, es necesario realizar una «limpieza» de puntos para eliminar los puntos que no son relevantes en el levantamiento.

Para este proceso es necesario un software especial de tratamiento de nubes de puntos. Existen diferentes programas en el mercado, sin embargo, en este trabajo se ha utilizado el programa 3D LEICA CYCLONE perteneciente a la empresa Leica. No obstante, para la realización de los escaneos se utilizó un instrumento de una marca de la competencia, Trimble, que tiene su propio software de tratamiento de nubes de puntos.

Por tanto, una vez realizados todos los escaneos es necesario hacer una transformación de la extensión de los archivos para poder trabajar con ellos en el programa deseado. Cada escaneo se guarda de forma automática con dos extensiones diferentes, la extensión TCF y la TZF. Importando en el programa TRIMBLE REALWORKS la extensión TZF es posible exportar el escaneo en extensión PTX, una extensión que acepta el software de Leica y que permite hacer el procesamiento de las diferentes nubes de puntos con el programa 3D LEICA CYCLONE. El procedimiento de conversión de los escaneos se realizó en cascada para los 25 estacionamientos y duró aproximadamente 25 horas.

## 2.5. Unión de escaneos

Una vez convertidos todos los archivos a la extensión adecuada, se puede proceder a la unión de los escaneos mediante el programa 3D LEICA CYCLONE. El primer paso es cargar todos los archivos dentro del programa creando una base de datos. Para ello, dentro del árbol de trabajo, se deben seguir los siguientes pasos:

- En *unshared*; *Databases*; *Add*; *Database filename*.
- Se selecciona la carpeta con los archivos convertidos : *Open*; *Ok*; *Close*.

Una vez cargada la base de datos aparecerá en el árbol de trabajo, dentro de *Unshared*, la carpeta seleccionada y dentro de ella todos los escaneos. Cada escaneo tiene 4 partes:

- *ControlSpace*: es una copia de seguridad del archivo.
- *ModelSpace*: es una vista del *ControlSpace*, es decir, permite visualizar la nube de puntos que se obtiene en el escaneo.
- *Scans*: escaneo original en formato RAW.
- *Images*: foto obtenida con el escáner que permite dar el color original a la nube de puntos.

Una vez definidos todos estos elementos se puede proceder a la unión de los puntos. La unión de los puntos dentro del programa se hace creando un registro de todos los escaneos unificados. Para ello:

- Seleccionando la carpeta con los archivos: *Create*; *Registration*.
- Este nuevo registro aparece con el nombre de *ScanWorld*. Dentro de él aparecen diferentes iconos. Haciendo doble clic en el icono de la diana accedemos a una nueva ventana con tres pestañas.
- Esta ventana se conoce como *Registration* y dentro de ella es donde se hace la unión de los puntos.
  - *ModelSpace*: dentro de esta pestaña del *Registration* aparecen todos los estacionamientos y dos ventanas. Haciendo clic sobre dos de estos escaneos se cargan en las ventanas. A continuación se deben de seleccionar puntos comunes en cada escaneo para ayudar al programa a hacer la unión de los mismo, tal y como se muestra en la figura 2.4. Cuanto más precisas sean las selecciones menor será el error en la unión. Se eligen un mínimo de tres pares de puntos comunes en ambos escenarios.
  - En la opción *Cloud Constraint*; *Optimize Cloud Alignment* se empieza un proceso de calculo iterativo que termina con un diagrama de las iteraciones del ajuste y el error medio cuadrático. Es importante que el error se encuentre por debajo de los 11 mm en la mayoría de las uniones. En el caso de este proyecto el error mínimo conseguido es de 6 mm y el máximo de 12 mm (solamente en una unión) y en la mayoría de ellas esta por debajo de los 11 mm. La unión de los dos escaneos se

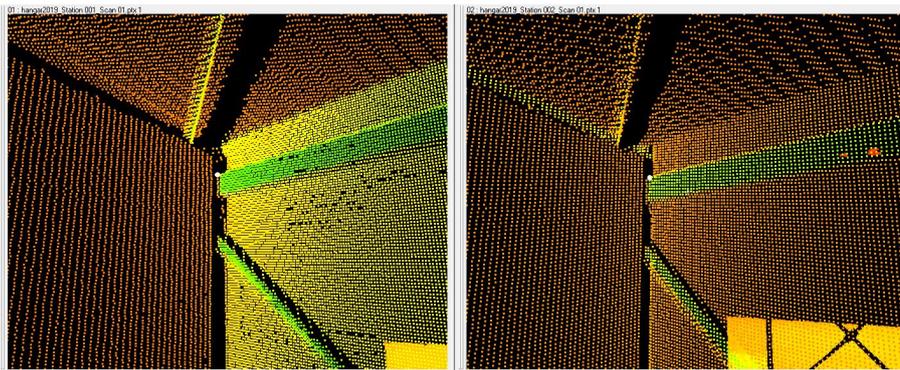


Figura 2.4: Ejemplo de selección de puntos para la unión dos a dos de los escaneos

guarda en la pestaña *Constraint List*. Este proceso de uniones dos a dos se tiene que hacer con todos los estacionamientos.

- Una vez cargadas todas las uniones en la pestaña *Constraint List* se seleccionan las 24 nubes y con la opción de *Registration; Register* se unen todas ellas. Accediendo a *Registration; Show Diagnostics* se pueden ver las propiedades de la unión. Dentro de este registro es necesario comprobar los puntos de solape de las uniones, siendo siempre más de 10.000.
- El siguiente paso es bloquear todos los empalmes. Para ello se accede a *Registration; Create ScanWorld; Freeze Registration* y se fijan las uniones.
- Finalmente, se crea un modelo o *ModelSpace* definitivo accediendo a *Create ModelSpace View*. Este modelo es la unión de todos los escaneos en una única nube de puntos y esta preparado para realizar la limpieza de los puntos innecesarios.

## 2.6. «Limpieza» de la nube de puntos

Una vez realizada la unión de todos los escaneos dentro de un mismo *ModelSpace* el siguiente paso consiste en eliminar los puntos que no interesan para el objetivo del levantamiento. En este caso, tal y como puede verse en la Figura 2.5, los puntos otorgan datos de todo el hangar y de parte de las fachadas de los edificios de alrededor. Sin embargo, para este trabajo de fin de grado, los puntos relevantes son los del Mirage F1 y el objetivo de la limpieza es eliminar el resto de puntos.

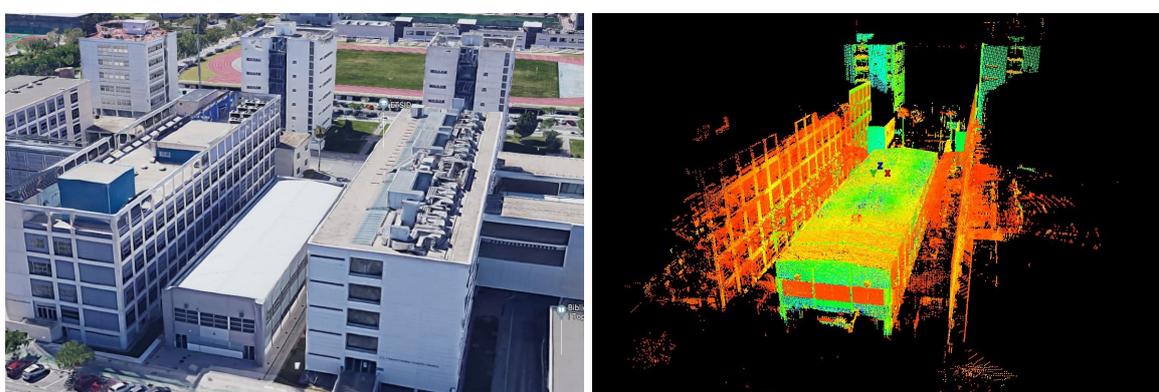
Dentro del LEICA CYCLONE, existen diferentes opciones para eliminar puntos. En este caso se utilizaron las siguientes herramientas:

- *Fences*: esta opción crea un cercado en 2D permitiendo eliminar todos los puntos de dentro o fuera del cercado.
- *Limit box*: se utiliza para cercar el *ModelSpace* tridimensionalmente eliminando los puntos que quedan fuera del cubo.
- *Smooth Surface*: con esta opción se crea una superficie, para la cual se definen unos parámetros. Se seleccionan los puntos que no forman parte de la *Smooth Surface* y es recomendable moverlos a otra capa para trabajar con ellos.

- *Slice*: se realiza una rebanada de la nube de puntos. Para ello se realizan dos clics que cubran toda la zona de interés.

El procedimiento de eliminación o «limpieza» de puntos es recomendable realizarlo por pasos para poder rectificar en caso de equivocación. Cada paso de la «limpieza» se guarda en un *ModelSpace* diferente para no perder la información eliminada. Este procedimiento de «limpieza» se ha realizado en cinco pasos diferentes, cada uno con su correspondiente *ModelSpace*.

El *ModelSpace* original que se obtiene del registro de los escaneos otorga una nube de puntos de todas las superficies que ha captado el escáner. Este *ModelSpace* puede verse con claridad en la Figura 2.5 acompañado de una visión aérea del Edificio 7L.

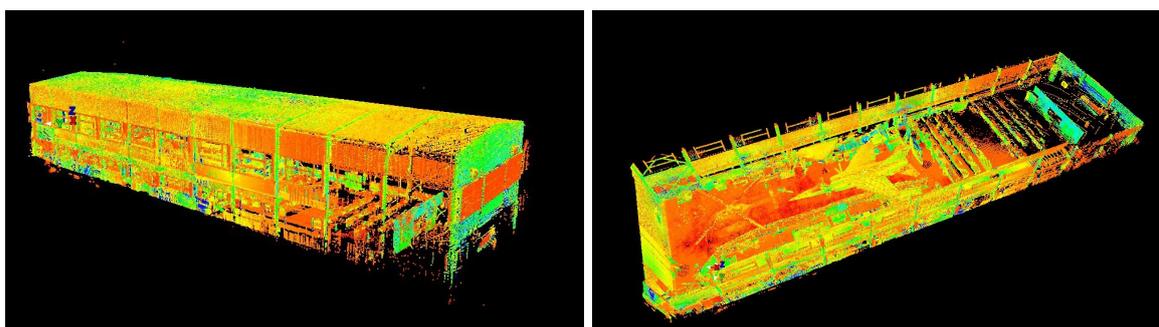


(a) Fuente: Google Maps (06/07/2019)

(b) Nube de puntos en LEICA CYCLONE

Figura 2.5: Vista aérea del Edificio 7L.

En el segundo *ModelSpace* se eliminan todos los puntos que no pertenezcan al laboratorio. Estos son los puntos que se han tomado de la calle y de los Edificios 7E, 7I, 7F y 7D. De esta manera, como puede verse en la Figura 2.6(a), la nube de puntos únicamente posee datos del Mirage F1, del BO 105 y del resto de superficies del interior del laboratorio.



(a)

(b)

Figura 2.6: Vista exterior e interior del Edificio 7L en LEICA CYCLONE.

Para el tercer *ModelSpace* se eliminan los puntos pertenecientes al techo del Edificio 7L de manera que se pueda tener una mejor vista de los puntos del interior. La importancia de este paso puede verse en la Figura 2.6(b): este paso permite distinguir los elementos del interior del laboratorio de una manera sencilla y clara, además de facilitar la navegación dentro de

la nube de puntos. Una de las ventajas de dividir la «limpieza» en diferentes pasos es que gracias a este *ModelSpace* se puede obtener un mapa preciso de donde se realizaron cada uno de los escaneos, como se ha mostrado anteriormente en la Figura 2.3.

Teniendo en cuenta que el objetivo de este levantamiento es obtener un modelo 3D del Mirage F1, en el cuarto paso de la «limpieza» se eliminan todos los puntos no pertenecientes a dicho avión. Las zonas más críticas de esta «limpieza» son las superficies de contacto del objeto de interés con otros elementos no pertinentes. En este caso es necesario tener especial cuidado a la hora de eliminar puntos de la zona de contacto ruedas-suelo. El resultado de este procedimiento, como se aprecia en la Figura 2.7(a), es un *ModelSpace* con una nube de puntos únicamente del Mirage F1 en la configuración en la que se encuentra en el laboratorio (cabina abierta y tren de aterrizaje desplegado).

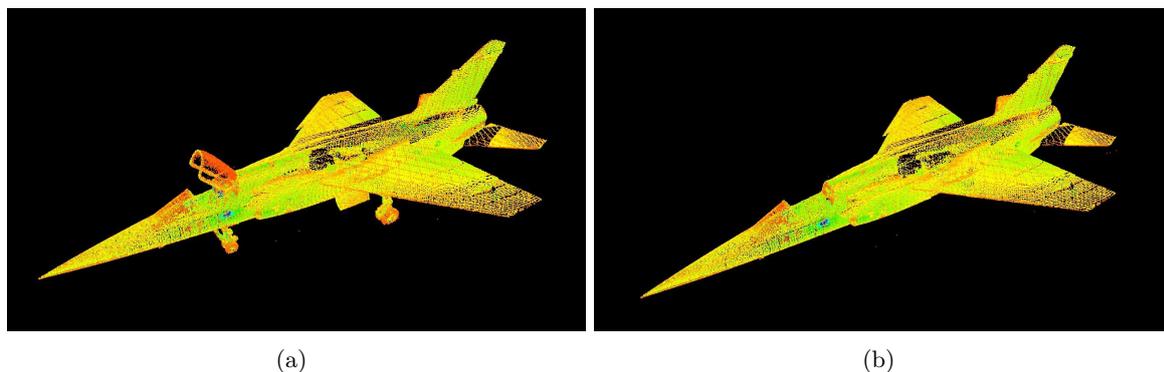


Figura 2.7: Vista del Mirage F1 en LEICA CYCLONE.

El quinto *ModelSpace* responde a la necesidad de tener un modelo 3D del avión en su configuración más habitual de vuelo, es decir, en configuración limpia. Con este objetivo, se eliminan los puntos pertenecientes al tren de aterrizaje y a la puesta de la cabina. Al igual que en el cuarto paso, hay que tener especial cuidado a la hora de limpiar los puntos de interacción entre los elementos que se pretende eliminar y los que se desea conservar. El modelo en nube de puntos que se obtiene de esta «limpieza» puede verse en la Figura 2.7(b).

Una vez realizadas todas las partes de la limpieza se obtiene una nube de puntos únicamente del Mirage F1. No obstante, en esta nube no están representados todos los puntos que se obtienen con el escaneo con el fin de que el programa pueda trabajar con mayor facilidad. Por tanto, el siguiente paso consiste pues en unificar todas las nubes mediante la opción *Unify*, de manera que se incluyan todos los puntos que el programa ha omitido. Una vez realizado el *Unify*, la densidad de puntos aumenta y aparecen algunos puntos que no pertenecen al Mirage F1 y que anteriormente no se mostraban. El último paso de la «limpieza» consiste en eliminar estos pocos puntos con las herramientas anteriormente mencionadas.

## 2.7. Cambio del sistema de coordenadas

El origen de coordenadas se determina automáticamente en el *ModelSpace* en la posición del primer estacionamiento. Tal y como se ha visto en la Figura 2.3, este punto claramente no pertenece al modelo del avión.

Como último paso del levantamiento, es útil reposicionar el origen de coordenadas y reorientar el sistema de referencia. Normalmente los modelos de avión tienen su origen en la punta del avión o al inicio del ala. En cuanto a la orientación el eje  $X$  es coincidente con el plano de simetría de la aeronave, el eje  $Y$  va en la dirección de la envergadura y el eje  $Z$  es perpendicular a los dos y hacia arriba. Para cambiar el origen de coordenadas se siguen los siguientes pasos en el LEICA CYCLONE:

- Se selecciona el punto de la nube donde se quiere el nuevo origen. Se utiliza la herramienta *Pick Mode*.
- *View; Coordinate System; Set Origin*.
- Para cambiar la orientación de los ejes: se seleccionan tres puntos de la nube para formar un plano. Se utiliza la herramienta *Pick Mode*.
- *Create Object; From Pick Points; Vertex*.
- Se seleccionan los vértices que se acaban de crear.
- *Create Object; From Pick Points; Segment*.
- Se selecciona un punto cualquiera de cada segmento.
- *View; Coordinate System; Set Using Two Axes; X then Y, Y then X, Z then X etc*.

## 2.8. Obtención de la malla

El procesamiento de los escaneos mediante el programa LEICA CYCLONE permite, tal y como se ha descrito, unificar todos los escaneos y eliminar todos los puntos carentes de interés para el modelo. El modelo que se obtiene es un modelo discreto, formado por millones de puntos. Normalmente, para trabajar con modelos 3D es necesario que estos sean objetos o «sólidos». Es necesario transformar el modelo discreto en un modelo continuo.

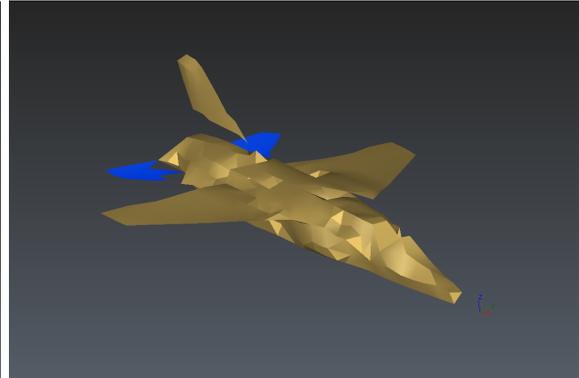
Para la transformación del modelo de puntos en un modelo de mallas se ha utilizado el software 3DRESHAPER que posee varias herramientas para mallar nubes de puntos. Una de las razones para la elección de este programa es que únicamente requiere ajustar unos pocos parámetros, haciendo el proceso casi automático. Además, 3DRESHAPER hace el mallado en segundos o pocos minutos, dependiendo de la cantidad de puntos, lo que permite realizar pruebas de mallado y ver los resultados al instante (3).

Para realizar el mallado se importa dentro de 3DRESHAPER el archivo procedente de LEICA CYCLONE con extensión PTX. Una vez se cargue la nube de puntos, se seleccionan todos los puntos del modelo y, accediendo a la pestaña de Malla 3D, se accede a la interfaz de mallado. Al seleccionar un muestreo normal, el programa permite modificar la distancia promedio entre puntos, sin embargo este parámetro se define automáticamente con las características de la nube de puntos. 3DRESHAPER hace la malla creando un triángulo cada tres puntos, el tamaño de este triángulo se tiene que definir para gestionar lo que son orificios del modelo y lo que no. Este parámetro se define automáticamente pero puede modificarse. Además, este parámetro es muy importante ya que determina el número total de polígonos que tendrá el modelo y, por tanto, su resolución.

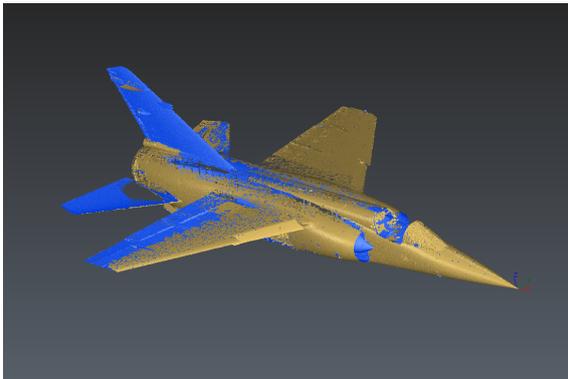
Tal y como se ve en la Figura 2.8 la variación del tamaño del triángulo influye significativamente a la hora de crear la malla. Un tamaño de triángulo de 1.5, Figura 2.8(b), genera una superficie sin agujeros internos pero muy poco precisa, creando una malla que, más allá de perder todos los detalles, pierde la forma del propio avión. Si por el contrario se selecciona un tamaño de triángulo de 0.03, Figura 2.8(c), se consigue un alto grado de detallismo, pero se crean una gran cantidad de orificios que el programa no reconoce como parte del cuerpo y, por tanto, no malla estas zonas. Un tamaño de triángulo de 0.2, Figura 2.8(d), logra un compromiso entre una gran resolución y un cuerpo consistente. Por esta razón, se seleccionó este último valor para realizar el mallado.



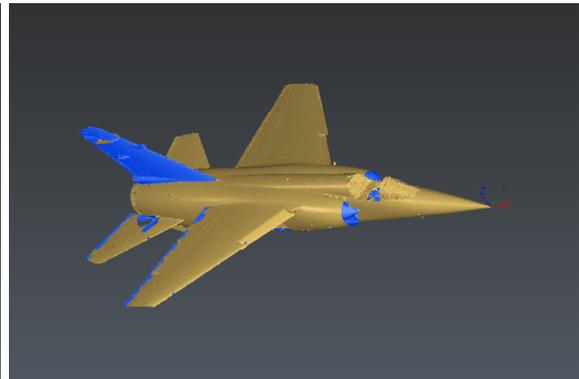
(a) Modelo de nube de puntos



(b) Modelo mallado con distancia promedio entre puntos 0.5 y tamaño del triángulo 1.5



(c) Modelo mallado con distancia promedio entre puntos 0.01 y tamaño del triángulo 0.03



(d) Modelo mallado con distancia promedio entre puntos 0.02 y tamaño del triángulo 0.2

Figura 2.8: Procedimiento de mallado mediante 3DReshaper.

## Capítulo 3

# Resultados del levantamiento y modelización 3D

En este capítulo se analizarán los resultados del levantamiento del Mirage F1 a través de los modelos en nube de puntos y en malla que se han obtenido. Además, teniendo presente que uno de los objetivos del levantamiento es obtener un modelo 3D del perfil del Mirage F1 con el que hacer un estudio aerodinámico experimental, se realizará una modelización 3D de la malla para extraer dicho perfil. Finalmente, con la geometría del perfil, se diseñará el modelo 3D utilizado para los experimentos.

### 3.1. Resultados del levantamiento

El proceso de levantamiento 3D del Mirage F1, tal y como se ha descrito, ha consistido en la realización de 25 escaneos a pie de campo para posteriormente unificarlos en un mismo sistema de referencia y eliminar los puntos carentes de interés. El resultado de este procedimiento es una nube de puntos con coordenadas  $x, y, z$  del Mirage F1 formada por 27.583.962 puntos en el espacio. Además, gracias a la captación de imágenes por parte del Trimble TX6, es posible obtener vistas de la aeronave con el color real de la misma tal y como se ve en la Figura 3.1.

Con este modelo 3D de nube de puntos es posible obtener información del fuselaje el Mirage F1 de forma discreta. Existen múltiples utilidades para este tipo de modelos, tales como el control dimensional o la extracción de dimensiones. En la industria aeronáutica existen ciertas medidas de los aviones que son necesarias a la hora de hacer cálculos teóricos del avión como la envergadura, la cuerda en cada sección del ala, la longitud del tren de aterrizaje, etc. Mediante modelos 3D discretos es posible conocer estas características sin necesidad de hacer mediciones del objeto real.

Sin embargo, este modelo 3D no puede tratarse como un modelo continuo. Muchas de las aplicaciones que se dan a los modelos 3D, como el análisis CFD (*Computational Fluid Dynamics*) o la impresión 3D, necesitan que estos sean sólidos. Para poder tener un modelo sólido es necesario mallar la nube de puntos. Una vez realizado el mallado de la nube de puntos es común que existan numerosos errores en la malla, tal y como ha pasado en este

trabajo. Estos modelos pueden ser arreglados mediante modelización 3D, sin embargo, es un proceso delicado debido a que puede cambiar las características del objeto si no se hace correctamente.



(a) Perfil



(b) Planta



(c) Alzado

Figura 3.1: Modelo 3D del Mirage F1 en nube de puntos.

## 3.2. Modelización 3D

En el capítulo anterior se ha obtenido una nube de puntos en verdadera dimensión de un avión Mirage F1 mediante un levantamiento con sistemas láser escáner y mediante el procesamiento adecuado de los escaneos. Sin embargo, es corriente que la malla que se obtiene en un levantamiento tenga imperfecciones, partes prescindibles o incluso errores considerables. Esto puede deberse al error del propio instrumento láser, a la incapacidad de tomar suficiente información en zonas del objeto o incluso a características de la propia geometría. Por ejemplo, un escaneo de un elemento de poco espesor juntado con el error del instrumento puede llevar a una captación errónea de la superficie. Por estos motivos es habitual que, para obtener un modelo 3D adecuado tras un levantamiento, se necesite hacer una modelización 3D que corrija errores o directamente reconstruya ciertas partes de la geometría.

El programa MESHMIXER de Autodesk es un software gratuito que permite importar mallas para posteriormente modificarlas, reconstruirlas o arreglarlas. Importando la malla que se ha obtenido con el programa 3DReshaper es posible realizar una inspección de ésta que permita conocer los errores que tiene. Tal y como se ve en la Figura 3.2 el modelo importado tiene varios errores que se deben subsanar.

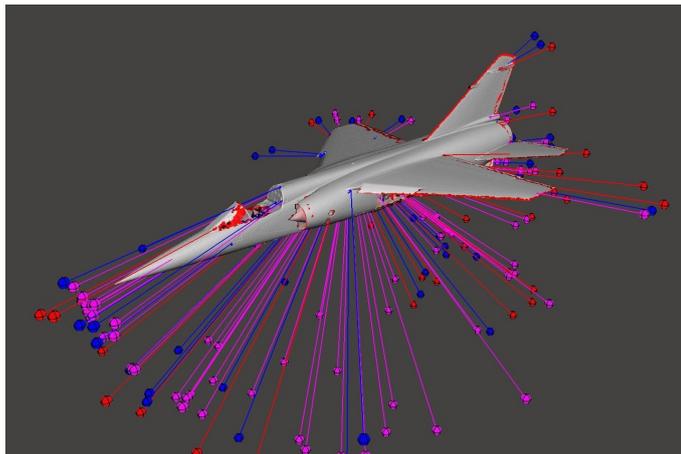


Figura 3.2: Errores en la malla detectados con la herramienta *Inspector*.

La herramienta *Inspector* de MESHMIXER clasifica los errores en tres categorías, tal y como se puede ver en la Figura 3.3:

- Azul (a): los errores representados por este color indican agujeros en la malla. La herramienta de autorreparación rellena estos agujeros. Este error es habitual en los cambios de superficie del modelo.
- Rojo (b): el indicador de error rojo indica zonas donde la malla se superpone. En estas zonas hay vértices o bordes de la malla que están conectados a más de 2 triángulos. Para reparar estas zonas se elimina toda la malla de la región y después se reconstruye. Como se puede ver en la Figura 3.2 y en la Figura 3.3(b) este error es habitual en el borde de ataque y en el de salida del ala, del estabilizador vertical y del empenaje horizontal trasero. Esto se debe a que estas partes del Mirage F1 tienen un espesor muy pequeño. Además, debido a que el error del escáner aumenta con la distancia, los escaneos más lejanos a estas superficies restaron exactitud al modelo.

- Magenta (c): los errores en color magenta indican superficies pequeñas en comparación con el área total del modelo. El límite se establece en un 1 % de la superficie total. Este tipo de error es habitual en los detalles del modelo.

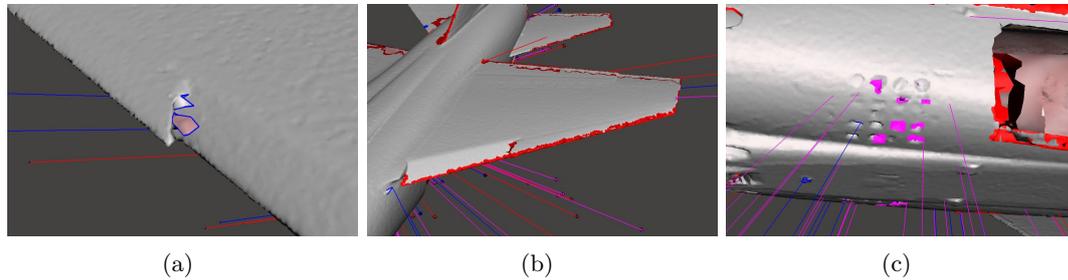


Figura 3.3: Tipos de errores detectados por MESHMIXER.

A pesar de que en la Figura 3.2 aparecen una gran cantidad de errores, la mayoría de estos se deben a las partes abiertas del modelo. La cabina del piloto, el tren de aterrizaje desplegado y las entradas de aire y la tobera del motor permitieron que el láser escáner captara puntos del interior del avión. Al hacer el mallado en 3DRESHAPER, la existencia de puntos internos hace que el programa realice un mallado incorrecto con gran cantidad de errores, tal y como se puede ver en la Figura 3.4. Puesto que para este trabajo se pretende obtener un Modelo 3D del Mirage F1 donde únicamente importan las superficies externas, es posible deshacerse de todos estos errores convirtiendo el modelo en un sólido y eliminando todo la malla interna.

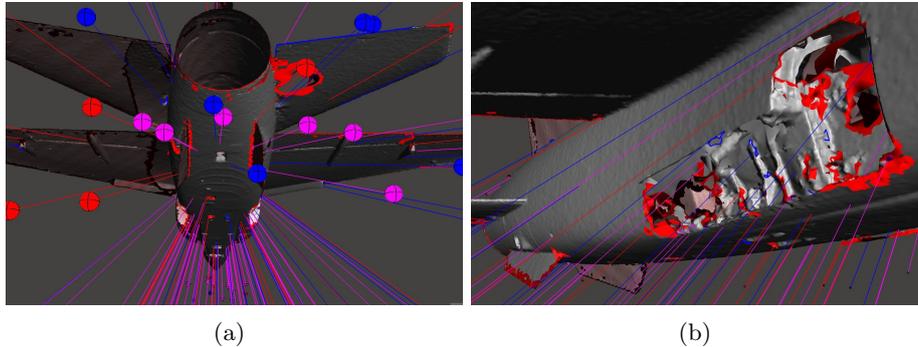


Figura 3.4: Errores internos del modelo.

Una vez detectado los errores estos pueden ser reparados con una amplia variedad de herramientas de diferentes programas de tratamiento de mallas. En este caso se han utilizado el programa MESHMIXER, como ya se ha comentado, y el programa ZBRUSH, un software que es capaz de esculpir en los modelos de un modo semejante a pintar en los mismos. Las herramientas que se han utilizado de cada software son:

- MESHMIXER: dentro de la pestaña *Select* y seleccionando la zona a modificar:
  - *Erase and Fill*: rellena los agujeros que hay dentro de la zona seleccionada.
  - *Discard*: cuando los agujeros de la zona seleccionada no son lisos o existe superposición de la malla utilizando esta herramienta se elimina la malla en esa zona para reconstruirla con la herramienta anterior.

- *Smooth*: mediante esta herramienta se puede suavizar la superficie seleccionada. Sin embargo, con esta herramienta hay que tener especial cuidado ya que puede, dependiendo de la dureza seleccionada, cambiar la geometría del cuerpo en exceso.
  - *Bridge*: con esta opción se puede crear una malla puente entre dos superficies seleccionadas. Es una herramienta útil para cerrar agujeros reales del modelo.
  - *Make Solid*: por último, mediante esta herramienta, se transforma el modelo en un sólido, uniendo todas las caras que hay en la malla. Esta opción permite facilitar la tarea de exportar el modelo para trabajar con otros programas.
- *ZBRUSH*: dentro de este programa se siguieron los pasos que se describen a continuación para terminar de modelizar la malla:
- Se crea un núcleo y se realiza una reparación automática.
  - Mediante la herramienta de *Inflado*, se puede aumentar ligeramente el volumen del modelo para posteriormente suavizar los bordes que son muy delgados y tienen irregularidades.
  - Utilizando el eje de simetría del modelo y mediante la herramienta *Segmentar*, se divide el modelo en dos partes. Posteriormente se hace una simetría con cada una de las partes y se superponen los dos cuerpos. De esta manera, los huecos que solo aparecen en un lado del avión se corrigen y se rellenan.

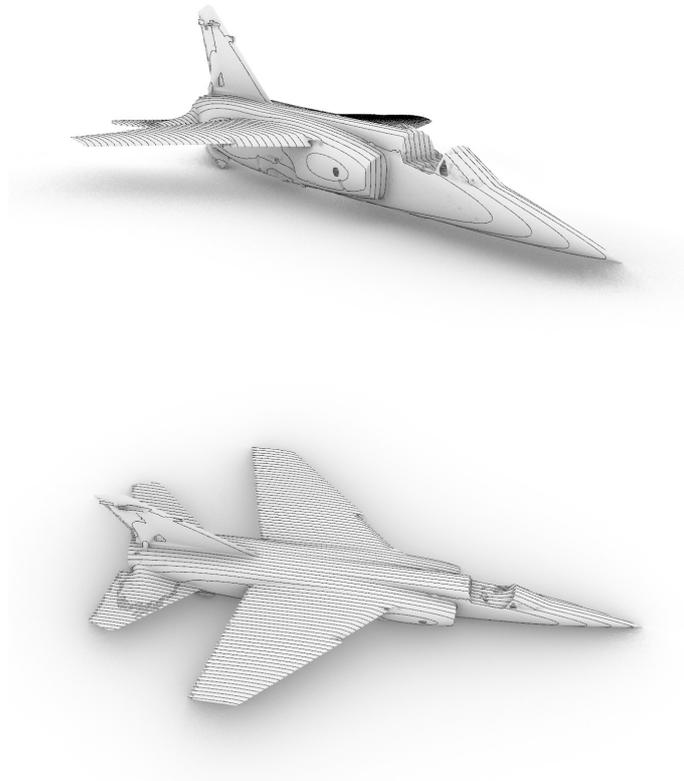


Figura 3.5: Secciones del modelo 3D del Mirage F1.

El resultado de este tratamiento a la malla original obtenida a partir de la nube de puntos es un modelo 3D sólido, es decir, un cuerpo. Para este trabajo, la información que se quiere

extraer del modelo 3D es el perfil alar, por lo que una vez arreglada el ala del Mirage F1 es posible extraer el perfil alar para realizar el estudio experimental. Para obtener el perfil se secciona longitudinalmente el modelo mediante el programa RHINO 6, tal y como se ve en la Figura 3.5. Una vez obtenidas las secciones del avión se esconde el modelo y se centra el trabajo sobre las secciones del ala.

El Mirage F1 no tiene un perfil constante a lo largo de toda su envergadura. En la Figura 3.6 se ve como, seleccionando los perfiles que están resaltados en amarillo, Figura 3.6(a), y escalando el menor hasta que los dos tengan la misma cuerda, el perfil no es igual a lo largo de la envergadura, Figura 3.6(b). El criterio prioritario para determinar sobre que perfil

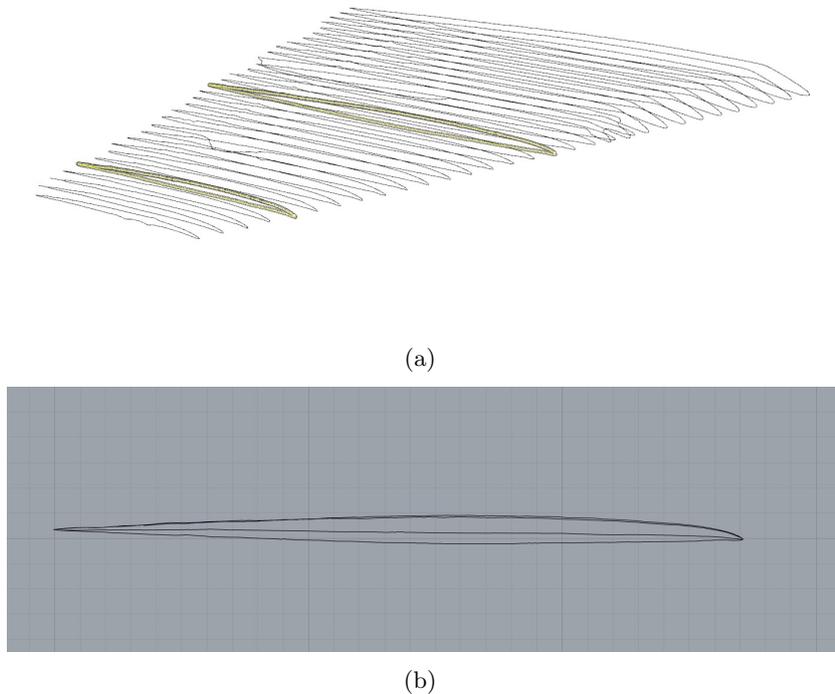


Figura 3.6: Perfiles alares del Mirage F1.

se haría el análisis experimental fue la facilidad de construcción. Se seleccionó el perfil con mayor relación espesor/cuerda, ya que cuanto más grande fuera este parámetro, más pequeños podrían ser los modelos, lo que es una ventaja en la impresión 3D. Además, se necesita un espesor mínimo para poder aguantar los modelos en el túnel de viento. El perfil elegido se encuentra a 2.2 m del plano de simetría del avión y es el que mayor relación espesor/cuerda tiene, evitando los perfiles de las secciones que tienen el *slat* desplegado. Este perfil se puede ver en la Figura 3.7 y también se puede encontrar las coordenadas del mismo en el Apéndice B.

### 3.3. Geometría para el análisis experimental

Obtener un modelo 3D del Mirage F1 a partir de un levantamiento mediante sistemas láser escáner es un fin en sí mismo de este trabajo de fin de grado. Sin embargo, también es un medio para poder hacer un análisis aerodinámico experimental a partir del perfil del Mirage F1. Un perfil alar es una sección del ala, cuyas características se explicarán con detalle en la Sección 4.3. Para poder hacer un análisis experimental se necesita un cuerpo, por tanto para analizar un perfil se crea una geometría extruyendo el perfil y creando un ala rectangular y de sección constante. Este proceso se ha realizado mediante el programa AUTODESK FUSION 360 a partir del perfil de la Figura 3.7.



Figura 3.7: Perfil del Mirage F1 a 2.2m del encastre.

La geometría creada consta de dos piezas de 201.0 x 8.9 x 200.0 mm impresas en 3D individualmente con 2 agujeros pasantes de 6.21 mm y 5.21 mm de diámetro que permiten unir los modelos con 2 varillas de acero de 6 mm y 5 mm de diámetro respectivamente. Además, la varilla de 6 mm sobresale 50 mm de la pieza para servir de soporte en el túnel de viento. Este montaje puede verse en la Figura 3.8 y los planos pueden encontrarse en el Apéndice A.

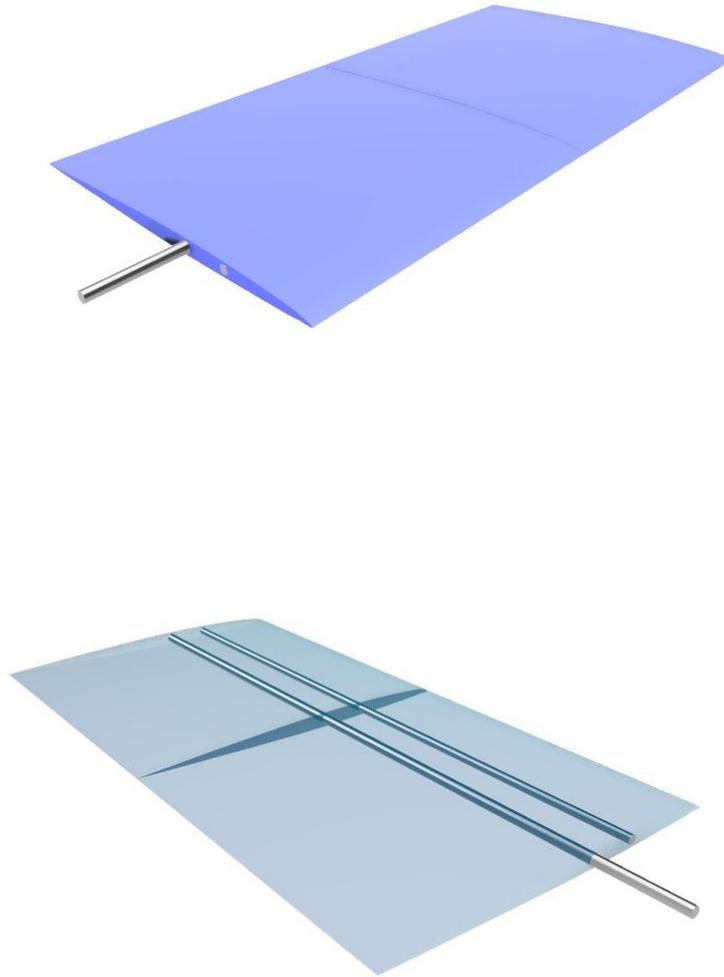


Figura 3.8: Modelo 3D del montaje utilizado en el análisis experimental.

## Capítulo 4

# Metodología experimental

La ingeniería inversa tiene como objetivo obtener información de un producto existente, con el fin de determinar cuáles son las características que le otorgan a dicho producto su valor. Concretamente, dentro de la industria aeroespacial, la forma en la que interactúa un objeto con el aire es de suma importancia a la hora de determinar el valor del producto. Por ejemplo, un diseño aerodinámico que ofrezca menor resistencia que otro tendrá mayor valor, desde el punto de vista de la eficiencia aerodinámica (suponiendo misma sustentación).

La interacción de un objeto con un fluido se puede estudiar de manera analítica, experimental o computacional. El método analítico requiere tener conocimiento de ciertos parámetros del objeto y otorga información aproximada que permite validar métodos experimentales y computacionales. Sin embargo, estos últimos, a pesar de ser más precisos, requieren del modelo 3D del objeto. La reconstrucción de un modelo 3D a partir de sus medidas es una tarea cuya complejidad depende de la simplicidad del objeto real. En algunos casos determinados, la complejidad de la geometría es tan grande que resulta más sencillo recurrir a levantamientos mediante láser escáner y obtener los modelos con una alta precisión. A partir del modelo digital es posible hacer un análisis computacional, por el contrario, si se desea realizar un análisis experimental, aun queda un paso por hacer: transformar este modelo digital en un modelo real, es decir, construirlo.

Sin embargo, ¿cuál es la utilidad de reconstruir un objeto que ya existe? ¿Por qué no analizar directamente el modelo original? Existen diversas razones, dependiendo del experimento que se quiera realizar. Por ejemplo, si se quiere realizar un ensayo destructivo y solamente se dispone de un modelo real. En los análisis aerodinámicos experimentales la razón principal suele ser la escala del modelo.

Una herramienta muy recurrida para hacer análisis experimentales aerodinámicos es el túnel de viento. Los túneles de viento son herramientas donde el tamaño del objeto de estudio es de gran importancia. Cuanto mayor sea el tamaño máximo que se puede analizar, mayor será la infraestructura necesaria y mayor será su coste. Debido a esto, la construcción de modelos a escala es un factor necesario para poder hacer análisis experimentales en túneles de viento de tamaño estándar.

Para la construcción de modelos 3D una herramienta muy utilizada hoy en día y en constante desarrollo es la impresión 3D. Esta herramienta permite de manera económica

construir objetos con un alto nivel de detalle. Como se ha comentado en la Sección 1, uno de los objetivos de este trabajo es evaluar la influencia de la calidad de impresión en los análisis experimentales mediante túneles de viento.

A partir de la geometría del perfil del Mirage F1, extraída mediante el levantamiento y la modelización 3D, se realizarán una serie de experimentos centrados en caracterizar la resistencia de fricción del perfil para diferentes acabados superficiales. La resistencia de fricción, de entre todos los tipos de resistencias aerodinámicas, es la que más directamente se relaciona con el acabado superficial. A continuación, se desarrolla una explicación sobre la resistencia aerodinámica, los perfiles aerodinámicos, los túneles de viento, los experimentos realizados y los modelos construidos para estos experimentos.

#### 4.1. Fuerzas y coeficientes aerodinámicos sobre un perfil

Cuando un cuerpo interactúa con un fluido en movimiento se generan una serie de fuerzas y momentos aerodinámicos debido, básicamente, a una distribución de presiones y una distribución de esfuerzos cortantes a lo largo de la superficie del cuerpo. Tal y como describe Anderson (7), estos son los únicos mecanismos que posee la naturaleza para comunicar una fuerza a un cuerpo dentro de un fluido en movimiento sin importar la complejidad del cuerpo. La dimensión de estas dos magnitudes es fuerza por unidad de área. La presión ( $p$ ) actúa normal a la superficie mientras que el esfuerzo cortante ( $\tau$ ) actúa tangente a la superficie.

Este esfuerzo cortante se debe a la fricción que se genera por la interacción del cuerpo y el fluido. La distribución de presiones se genera por la curvatura del cuerpo. A continuación, se extiende una explicación más amplia de este fenómeno.

Para explicar por que se genera la distribución de presiones con más detalle, es conveniente partir de la ecuación de Euler (4.1). Esta ecuación sólo puede aplicarse en fluidos no viscosos, compresibles e incompresibles y en estado estacionario, a lo largo de una línea de corriente. La explicación de los términos de la ecuación y del origen de los mismos queda fuera del marco teórico de este trabajo.

$$\rho \frac{d}{dS} \left( \frac{U^2}{2} \right) + \frac{dP}{dS} + \rho g \frac{dy}{dS} = 0 \quad (4.1)$$

Integrando la ecuación (4.1) a lo largo de la línea de corriente  $S$  y considerando el fluido incompresible (densidad constante), se obtiene la ecuación de Bernoulli (4.2) donde  $\rho$  representa la densidad,  $u$  la velocidad del flujo,  $P$  la presión del flujo,  $g$  la gravedad e  $y$  la altura del flujo. Esta ecuación, a diferencia de la ecuación de Euler, puede aplicarse en fluidos incompresibles, además de no viscosos y en estado estacionario, a lo largo de una línea de corriente.

$$\frac{1}{2} \rho u^2 + \rho g y + P = cte \quad (4.2)$$

Si esta ecuación se aplica a lo largo de las líneas de corriente de la Figura 4.1, la curvatura del perfil y el ángulo de ataque hacen que el fluido que pasa por el extradós (parte superior del

perfil) gane velocidad con respecto al flujo libre y por tanto disminuya su presión. El efecto contrario ocurre en el intradós (parte inferior del perfil) aumentando la presión de esta zona. La diferencia de presión entre intradós y extradós es lo que anteriormente se ha nombrado como distribución de presiones a lo largo de la superficie del cuerpo.

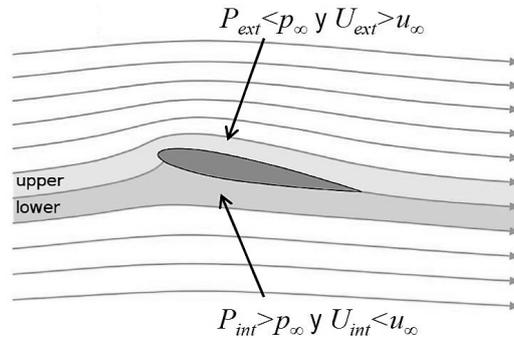


Figura 4.1: Líneas de corriente de un perfil NACA 012 con un ángulo de ataque de  $11^\circ$ . (Fuente:(2))

El efecto total de  $p$  y  $\tau$  se puede calcular integrando la distribución de los mismos a lo largo del cuerpo. El resultado de esta integración es una fuerza aerodinámica resultante  $R$  y un momento  $M$ .

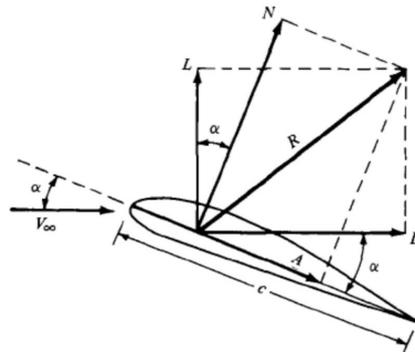


Figura 4.2: Esquema de fuerzas aerodinámicas sobre un perfil. (Fuente: *Fundamentals of Aerodynamics* (7))

En la Figura 4.2,  $V_{\infty}$  define la velocidad relativa del fluido y se conoce como velocidad del flujo libre. La resultante de fuerzas aerodinámicas se puede descomponer en dos fuerzas: sustentación o *lift* ( $L$ ) y resistencia o *drag* ( $D$ ). La sustentación es la componente de  $R$  perpendicular a  $V_{\infty}$  mientras que la resistencia es la componente de  $R$  paralela a  $V_{\infty}$ . También es posible descomponer la resultante  $R$  en una fuerza normal  $N$  y una fuerza axial  $A$ . La fuerza normal será perpendicular a la cuerda del perfil mientras que la axial será paralela a la cuerda. De esta manera es posible expresar las fuerzas de resistencia y sustentación en función de  $N$ ,  $A$  y el ángulo  $\alpha$ , que es el ángulo que forma  $V_{\infty}$  con la cuerda, también conocido como ángulo de ataque.

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \quad (4.3)$$

$$D = A \cos(\alpha) + N \sin(\alpha) \quad (4.4)$$

Para obtener  $L$  y  $D$  será necesario calcular antes  $N$  y  $A$ . Sin embargo se pretende simplificar el problema considerando el cuerpo como una sección 2D, un perfil, de manera que se calculen las fuerzas  $N'$  y  $A'$  debidas a la presión y al esfuerzo cortante en la superficie  $dS$ . Las comillas de  $N'$  y  $A'$  hacen referencia a una fuerza por unidad de envergadura, es decir, por sección del ala.

Como se puede ver en la Figura 4.2 un perfil tiene dos superficies: intradós y extradós. De esta manera y sabiendo que el ángulo  $\theta$  es el formado por la tangente a la superficie y la cuerda del perfil, se tiene:

$$dN'_e = -\tau_e ds_i \sin(\theta) - p_e ds_e \cos(\theta) \quad (4.5)$$

$$dN'_i = \tau_i ds_i \sin(\theta) - p_i ds_i \cos(\theta) \quad (4.6)$$

$$dA'_e = -p_e ds_e \sin(\theta) + \tau_e ds_e \cos(\theta) \quad (4.7)$$

$$dA'_i = p_i ds_i \sin(\theta) + \tau_i ds_i \cos(\theta) \quad (4.8)$$

Donde el subíndice  $e$  hace referencia al extradós, el subíndice  $i$  al intradós y donde  $ds$  es un elemento diferencial de la línea de corriente. Integrando estas ecuaciones a lo largo de la superficie del elemento diferencial de envergadura (integral definida entre el borde de ataque  $BA$  y el borde de fuga  $BF$ ) se obtiene la fuerza axial y normal por unidad de envergadura:

$$N' = - \int_{BA}^{BF} p_e \cos(\theta) + \tau_e \sin(\theta) ds_e + \int_{BA}^{BF} p_i \cos(\theta) - \tau_i \sin(\theta) ds_i \quad (4.9)$$

$$A' = \int_{BA}^{BF} -p_e \sin(\theta) + \tau_e \cos(\theta) ds_e + \int_{BA}^{BF} p_i \sin(\theta) + \tau_i \cos(\theta) ds_i \quad (4.10)$$

Por último, la sustentación y resistencia total por unidad de envergadura se puede obtener introduciendo las Ecuaciones 4.9 y 4.10 en las Ecuaciones 4.3 y 4.4.

Sin embargo, es tradición en aeronáutica trabajar en coeficientes adimensionales en vez de fuerzas para aprovechar las simplificaciones que ofrece el análisis dimensional. Con este objetivo se emplea el producto  $\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S_{ref}$  donde:

- $\rho$  es la densidad del fluido.
- $S_{ref}$  es la superficie de referencia del cuerpo. En el caso de trabajar con fuerzas por elemento diferencial de envergadura, esta superficie sería equivalente a utilizar la cuerda del perfil.

Es habitual definir la presión dinámica como:

$$q_\infty = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \quad (4.11)$$

De manera que los coeficientes aerodinámicos de sustentación y resistencia serán:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S_{ref}} \quad (4.12)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S_{ref}} \quad (4.13)$$

En el caso de que se trabaje con fuerzas por unidad de envergadura, los coeficientes también serán por unidad de envergadura:

$$c_l = \frac{L'}{q_\infty c} \quad (4.14)$$

$$c_d = \frac{D}{q_\infty c} \quad (4.15)$$

#### 4.1.1. Resistencia $D$

La fuerza de resistencia, como se puede apreciar en la Figura 4.2 es la componente de la fuerza resultante que se opone al movimiento, frena el cuerpo. Resulta evidente que es una componente negativa desde el punto de vista de la eficiencia aerodinámica del vuelo. Su disminución ha sido y es uno de los objetivos principales de la industria aeronáutica.

Tal y como explican Meseguer y Sanz (8), la resistencia aerodinámica tiene diversas componentes que, atendiendo a su origen, es posible clasificar en dos grandes grupos. El primer grupo engloba a las fuerzas de resistencia cuyo origen es viscoso. El segundo grupo agrupa aquellas de origen potencial.

Antes de profundizar en la resistencia de origen viscoso es necesario introducir el fenómeno de capa límite. Este concepto fue definido por primera vez por Ludwig Prandtl en 1904. Prandtl defiende que, en fluidos poco viscosos, el campo fluido puede dividirse en dos zonas. La primera es la zona exterior, donde se aplican las ecuaciones de Bernoulli y Euler que se han comentado anteriormente. La segunda es una región delgada, a la que llama capa límite, que se encuentra cerca de la superficie del cuerpo, donde la viscosidad es importante y donde se produce un gradiente de velocidades en el fluido que va desde cero en la superficie hasta el valor de la velocidad en la zona exterior.

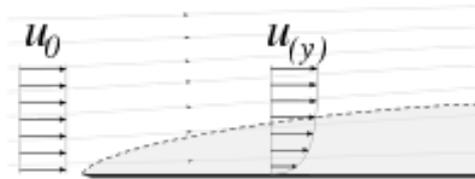


Figura 4.3: Perfil de velocidades en la capa límite y en la zona exterior de flujo libre sobre una placa plana. (Fuente: Wikipedia)

Las resistencias de origen viscoso puede clasificarse además en resistencia de fricción y resistencia de presión (o forma). La resistencia de fricción es la que se genera de la interacción del fluido con la superficie del cuerpo, por el rozamiento. Por otro lado, la resistencia de presión se genera debido a que la viscosidad modifica la distribución de presiones sobre el cuerpo. Es decir, es la resistencia que se genera por el desprendimiento de la capa límite. El desprendimiento de la capa límite genera la estela del perfil. Cuando no hay desprendimiento de la capa límite en régimen incompresible, la resistencia de fricción tiene mucha más influencia que la resistencia de presión. En la Figura 4.4 puede verse de forma esquemática este fenómeno con diferentes tipos de cuerpos.

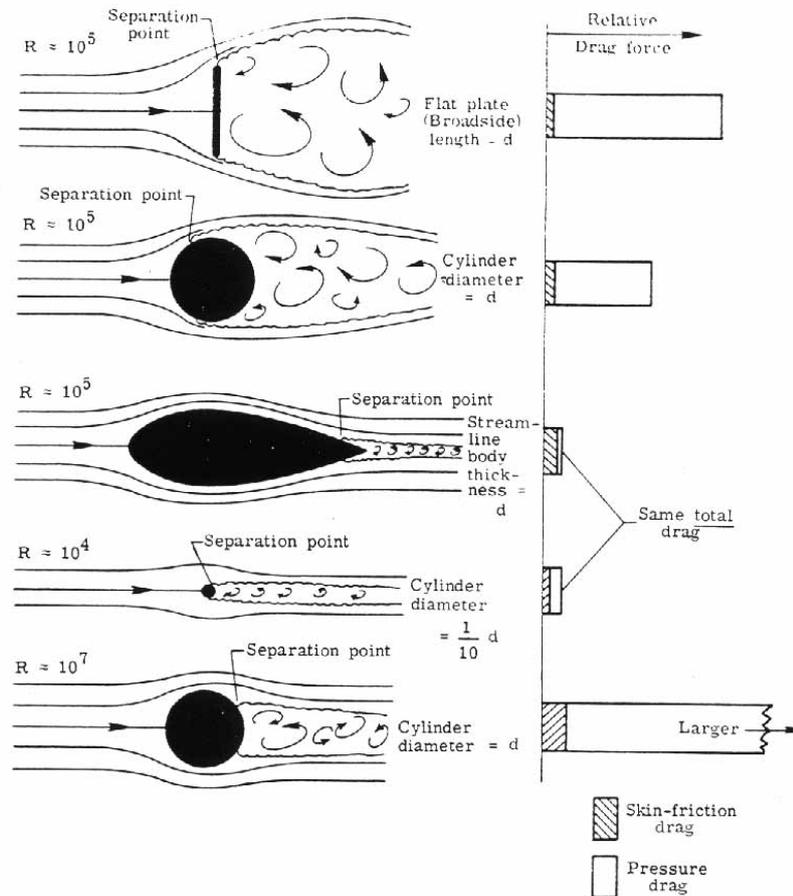


Figura 4.4: Comparación entre la resistencia de fricción y la resistencia de presión para diferentes cuerpos aerodinámicos sin ángulo de ataque. (Fuente: NASA SP-367)

La resistencia de origen potencial puede dividirse a su vez en resistencia inducida y resistencia de onda. La resistencia inducida aparece como consecuencia de la sustentación. Tal y como se ha explicado, para que exista sustentación es necesario que exista una diferencia de presión entre intradós y extradós. En el borde del perfil, cuando las corrientes confluyen, la diferencia de presiones genera una estela de torbellinos que se extiende corriente abajo y genera una resistencia. Esta resistencia es la conocida como resistencia inducida y es proporcional al ángulo de ataque. Por último se encuentra la resistencia de onda, que esta asociada a la aparición de zonas con velocidades supersónicas en el perfil.

En la Sección 4.4 se explicará con mayor detalle cómo influyen los parámetros de impresión en el acabado superficial. A modo de anticipo, se puede avanzar que con la variación de estos parámetros, se consiguen superficies más o menos lisas con los inconvenientes o ventajas que conlleva. Este trabajo busca determinar la influencia de la impresión 3D en los análisis experimentales, es decir, la influencia de modelos más o menos lisos. De entre los cuatro tipos de resistencias que se han comentado, es decir, de fricción, presión, onda o inducida, la rugosidad superficial influye de manera más notable en la resistencia de fricción. Sin embargo también tiene influencia en la resistencia de presión, pero de una manera indirecta. En la Figura 4.5 puede verse como una mayor rugosidad provoca que la capa límite desprenda antes.

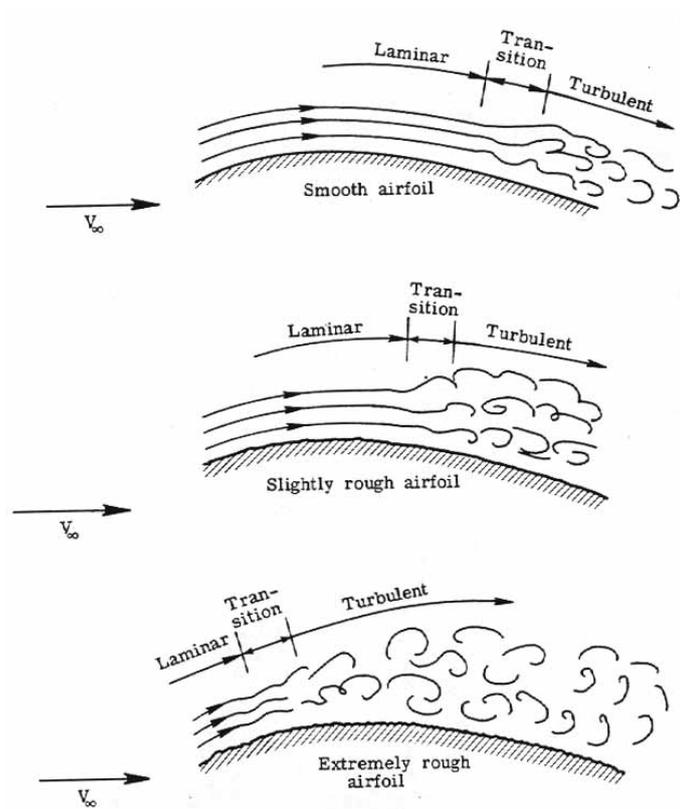


Figura 4.5: Evolución de la capa límite en función de la rugosidad. (Fuente: NASA SP-367)

Para centrar el estudio en las variaciones de la resistencia total producidas únicamente por la resistencia de fricción habrá que eliminar las variaciones en las otras tres resistencias. La resistencia de onda no resulta un problema debido a las bajas velocidades a las que se hará el experimento. Para eliminar las variaciones de la resistencia inducida todos los modelos tendrán que ser iguales en forma y tendrán que ser analizados con el mismo ángulo de ataque: así generaran la misma sustentación. Como se ha comentado anteriormente, cuando no hay desprendimiento de la capa límite, la influencia de la resistencia de fricción es mucho mayor que la de la resistencia de presión. Por tanto, a la hora de medir fuerzas de resistencia, es recomendable que el ángulo de ataque sea nulo y así minimizar el gradiente de presión adverso en el extradós, que normalmente se consigue con sustentación nula o mínima.

## 4.2. El túnel de viento

Los túneles de viento son instrumentos encargados de generar una corriente fluida cuyas propiedades sean conocidas para la medida de las acciones de la corriente sobre un obstáculo. Los ensayos en túnel de viento tienen como finalidad obtener información sobre las particularidades del flujo en las proximidades del cuerpo, sobre las fuerzas que se generan en el cuerpo y, además, proporcionar datos sobre las vibraciones que puede generar el flujo sobre el cuerpo.

Para poder validar los ensayos en túnel de viento con un modelo a escala es necesario



Figura 4.6: Túnel de viento de la UPV. (Fuente:(9))

que existan tres tipos de semejanza. Las semejanzas geométrica, cinemática y dinámica. La semejanza geométrica la determina la exactitud geométrica de la replica con respecto al cuerpo original. La semejanza dinámica y cinemática están influenciadas por la igualdad de ciertos parámetros adimensionales que se puedan conseguir entre el modelo y el objeto real. Dentro de estos parámetros se encuentran el número de Reynolds y el número de Mach.

$$Re = \rho V_{\infty} L / \mu \quad (4.16)$$

$$M_{\infty} = V_{\infty} / a_{\infty} \quad (4.17)$$

En donde  $a_{\infty}$  representa la velocidad del sonido del flujo libre,  $\mu$  la viscosidad y  $L$  la longitud característica del cuerpo.

El número de Reynolds (4.16) relaciona las fuerzas de inercia del fluido con las de fricción, expresadas en función de la longitud característica del cuerpo y de las propiedades del fluido (densidad, viscosidad dinámica y velocidad): así marca la transición de flujo laminar a flujo turbulento. Para conservar la similitud del número de Reynolds, considerando que el fluido de trabajo alrededor de la replica es el mismo que el que opera en el modelo real, habrá que conservar el valor del producto  $V_{\infty} L$ .

El número de Mach (4.17) relaciona la raíz cuadrada de las fuerzas de inercia del fluido con la raíz cuadrada de las fuerzas que tienen su origen en la compresibilidad del fluido.

A la vista de las expresiones del número de Mach y del número de Reynolds, es imposible que un estudio en túnel de viento conserve la similitud de ambos números a la vez. Debido a esto, en los túneles aerodinámicos se intenta reproducir el parámetro que tenga mayor influencia en el flujo, para el tipo de experimento deseado.

A raíz de estas particularidades de los ensayos en túneles de viento, existen diferentes tipos de túneles, dependiendo del uso específico que se le quiera dar. El túnel de viento que se ha utilizado para los experimentos de este proyecto es el que se encuentra en el edificio 8P de la Universidad Politécnica de Valencia. Es un túnel de circuito cerrado, de velocidades de flujo subsónicas, con una cámara de ensayos de sección cerrada. Este tipo de túneles con circuito de retorno permiten un mayor control de la vena fluida, un menor consumo energético y una reducción de los niveles de ruido en comparación con los túneles de circuito abierto. Sin embargo, la inversión económica inicial es mayor (8).

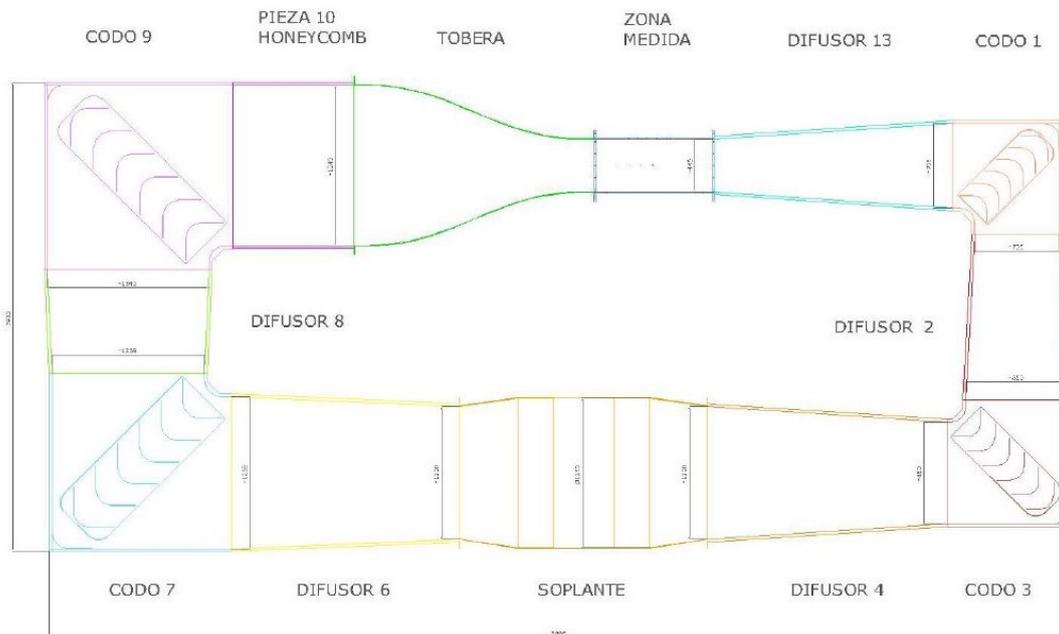


Figura 4.7: Plano del túnel de viento de la UPV. (*Fuente:*(13))

Para medir las fuerzas que se generan como resultado de la interacción cuerpo-fluido en el túnel de viento donde se han realizado los experimentos se utiliza una balanza extensiométrica. Esta balanza permite medir el momento de cabeceo, la fuerza normal y la tangencial a través de galgas extensiométricas. Las galgas extensiométricas son sensores basados en el efecto piezorresistivo que se deforman junto con la superficie en la que se encuentran transmitiendo una tensión eléctrica que es proporcional a la deformación. Tras ser calibradas, permiten obtener la fuerza que produce esa deformación.

La balanza utilizada está compuesta por tres células de carga. Dos de ellas se encuentran en paralelo y tienen un límite de carga máximo de 45.36 Kg (100 libras). La tercera célula tiene un máximo de 11.34 Kg (25 libras). Para visualizar las mediciones se utilizan 3 *displays* (9).

En el túnel de viento no se actúa directamente sobre la velocidad del fluido, si no que se actúa sobre la frecuencia de giro del ventilador que genera la corriente. Para saber la velocidad del flujo libre para una frecuencia dada se utiliza un tubo de pitot.

El tubo de pitot es un instrumento creado por Henry Pitot en el siglo XVIII que mide la velocidad de un flujo midiendo la presión de estancamiento. Fue modificado a su forma actual por Henry Darcy en el siglo XIX. Su funcionamiento parte de la ecuación de Bernoulli 4.2. Teniendo presente los puntos de control de la Figura 4.8:

$$p_{\infty} + \frac{1}{2}\rho V_{\infty}^2 = p_2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 \quad (4.18)$$

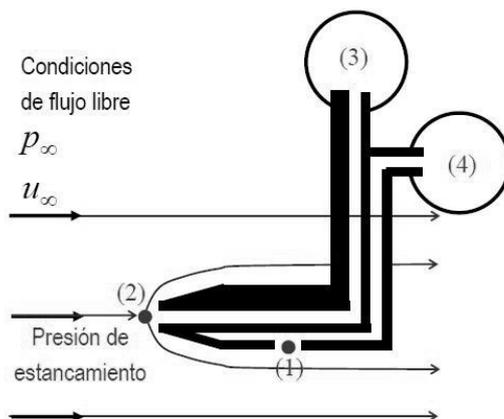


Figura 4.8: Esquema tubo de pitot. (Fuente: (2))

Considerando  $p_\infty = p_1 = p_4$  entonces  $V_\infty$  y  $p_2 = p_3$ . Por lo tanto:

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 = p_2 = p_3 \quad (4.19)$$

$$p_\infty = p_1 = p_4 \quad (4.20)$$

Agrupando las Ecuaciones 4.19 y 4.20 y despejando la velocidad del flujo libre:

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2(p_3 - p_4)}{\rho}} \quad (4.21)$$

Como puede verse en la ecuación 4.21, mediante un tubo de pitot es posible conocer la velocidad del flujo libre a través de la presión.

### 4.3. El perfil alar

Considerando el ala como se muestra en la Figura 4.9, donde la envergadura del ala se extiende en la dirección  $y$  y la velocidad del flujo libre es paralela al plano  $xz$ , un perfil alar es cualquier sección de ala cortada por el plano  $xz$ .

Los perfiles alares tienen distintos componentes. Tal y como se muestra en la Figura 4.10, se puede distinguir entre:

- Borde de ataque: parte delantera del perfil. Toma este nombre ya que es la primera zona del perfil que entra en contacto con el fluido.
- Radio de curvatura del borde de ataque: es el radio del círculo tangente al intradós y al extradós, define la forma del borde de ataque.

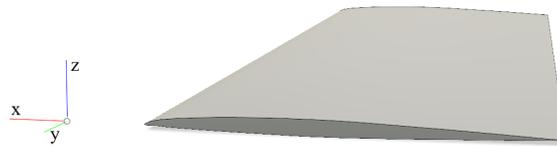
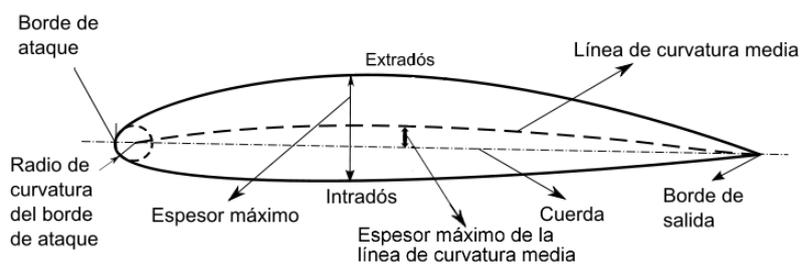


Figura 4.9: Definición de un perfil.

- Borde de salida: parte trasera del perfil. Corresponde a la parte donde las corrientes de fluido provenientes del intradós y el extradós se unen y abandonan el perfil.
- Cuerda: línea que une el borde de ataque y el borde de salida.
- Línea de curvatura media: es una línea formada por puntos equidistantes al intradós y al extradós, representa la curvatura del perfil. Si esta línea se encuentra por encima de la cuerda el perfil tiene curvatura positiva, si por el contrario, se encuentra por debajo se dice que tiene curvatura negativa.
- Espesor máximo: corresponde a la distancia máxima entre intradós y extradós.
- Espesor máximo de la línea de curvatura media: corresponde a la distancia máxima entre la cuerda y la línea de curvatura media.
- Extradós: parte superior del perfil.
- Intradós: parte inferior del perfil.

Figura 4.10: Esquema de un perfil alar. (*Fuente: Wikipedia.*)

A principios de los años 1930, la organización NACA, precursora de la NASA, desarrolló una serie de experimentos usando formas de perfiles diseñadas de forma sistemática y racional. De esta manera la NACA creó una base de datos clasificando los perfiles con un sistema numérico lógico. Muchos de estos perfiles NACA (como se conocen actualmente) son usados hoy en día en aviación. El perfil del Mirage F1 no es un perfil NACA ya que, en aviación militar, es habitual que las empresas diseñen sus propios perfiles y no hagan públicas sus

características. Sin embargo, conociendo algunas de las características del perfil es posible hacer una comparación cualitativa con algún perfil NACA.

Como se ha explicado anteriormente, en un perfil con curvatura positiva el flujo que pasa por el extradós se acelerará. Como el flujo del extradós tiene mayor velocidad que el flujo que incide en el borde de ataque alcanzará  $Mach = 1$  antes. Se conoce como Mach crítico el número de Mach de vuelo en el cual, en algún punto del perfil, hay flujo en condiciones sónicas. La característica principal del perfil del Mirage F1 es su reducido espesor. Esto se debe a que los perfiles con menor espesor tienen valores mayores de Mach crítico ya que la diferencia de velocidades entre el borde de ataque y el extradós será menor. Sin embargo, estos perfiles entran antes en pérdida por su menor curvatura (7).

## 4.4. Modelos

La Asociación Española de Normalización (UNE) define, en la norma ISO/ASTM 52900-2015 (12), manufactura aditiva como “ término general para todas las tecnologías que se basan en una representación geométrica que crea objetos físicos por la adición sucesiva de material”. Tal y como expone dicha norma, existen diferentes técnicas de fabricación aditiva como son la inyección de aglutinante, la extrusión de material, la inyección de material, la fusión por lecho de polvo, la laminación de hojas y la batea de fotopolimerización. De entre todas estas técnicas, la extrusión de material se ha convertido en la más económica y popular gracias a las impresoras 3D de escritorio. Como describe Costa (5) en su artículo, esta técnica consiste en extruir material a través de una boquilla y depositarlo en posiciones discretas en un volumen de construcción. Para el funcionamiento de este proceso se necesita que la boquilla tenga tres ejes de movimiento y un material que fluya a través de ésta, además de poder controlar el flujo de material. En conjunto, la maquina necesita de un mínimo de cuatro ejes (motores), tres de movimiento y uno de extrusión. Los materiales más utilizados son termoplásticos como el ABS o el PLA.

El proceso de impresión comienza en la transformación de la geometría 3D que se quiere construir en movimientos de motores. Para ello se utilizan software específicos como ULTI-MAKER CURA, donde se carga el modelo 3D y se determinan los parámetros de la impresión. Dentro de estos parámetros existen algunos de especial importancia para este proyecto. Estos son:

- **Altura de capa:** determina la altura que tendrá el filamento que se extruye en cada pasada o capa. Este parámetro influye enormemente sobre la calidad superficial del acabado y sobre el tiempo de impresión. A menor altura de capa, mejor será la calidad de la superficie. Sin embargo, el tiempo de impresión será mayor. El valor máximo de la altura de capa está limitado por el diámetro de la boquilla utilizada. No se podrá seleccionar una altura de capa que sea mayor al 80 % del diámetro de la boquilla.
- **Grosor de la pared:** el software de impresión divide los objetos en un perímetro o pared y un relleno interno. Este parámetro influye en las resistencias estructural y de impacto del modelo ya que determina lo fina o gruesa que será la superficie de la pieza.
- **Relleno:** este parámetro también tiene una gran influencia en la resistencia estructural del objeto, ya sea por el patrón o por la densidad (6). Además, es necesario en ciertas

piezas para crear una solución de continuidad ya que estas impresoras FFF (*Fused Filament Fabrication*) no pueden imprimir «en el aire». De entre los diferentes patrones que ofrece ULTIMAKER CURA, se ha utilizado el patrón de rejilla ya que ofrece buena resistencia en todas las direcciones y se imprime rápidamente. Este patrón puede verse en la Figura 4.11.

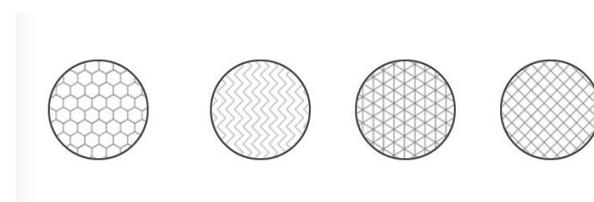


Figura 4.11: Patrones de relleno habituales en CURA ULTIMAKER. (*Fuente:* Triesfera.)  
De izquierda a derecha: panal de abeja, ondulado, triangular y rejilla.

- **Velocidad de impresión:** junto con la altura de capa, la velocidad de impresión tiene también una gran influencia en el acabado superficial y en el tiempo de impresión. Velocidades mayores reducirán los tiempos de impresión y la calidad de la pieza. Sin embargo, a mayor calidad de la impresora (y como es habitual mayor coste), menor será la disminución de calidad que sufre la impresión al aumentar la velocidad.
- **Temperatura:** las impresoras 3D funden el material que entra en la boquilla a temperaturas que oscilan normalmente entre 170 y 240 grados Celsius. La selección de la temperatura adecuada depende del material utilizado, de la velocidad de impresión y del tamaño de la boquilla. La temperatura de impresión afecta a la resistencia estructural del material y al acabado superficial ya que una temperatura insuficiente hará que las capas de material no se unan correctamente y, por el contrario, una excesiva dañará las propiedades del material. Las temperaturas máximas y mínimas de impresión están determinadas por los fabricantes del material.

Una vez determinados los parámetros de impresión, la herramienta *Segmentar* del programa transforma la geometría que se ha cargado en un archivo G-CODE. Estos archivos están compuestos por instrucciones que indican a la impresora el movimiento que tienen que realizar los motores y a la velocidad a la que tienen que hacerlo. Este archivo se carga en la impresora y esta realiza la impresión.

Existen diferentes técnicas de postprocesado de las piezas que permiten mejorar en gran medida la calidad superficial de las impresiones. Dentro de estas técnicas, las más utilizadas son el lijado de la pieza y/o la posterior aplicación de lacas o pinturas y la aplicación de resinas epoxy. Para algunos tipos de filamentos (como el ABS) que se disuelven en acetona, una técnica de postprocesado muy popular es el baño de vapor de acetona.

En el mercado actual, existe una gran variedad de impresoras FFF y se pueden adquirir desde poco más de 150 euros hasta decenas de miles de euros. Para este trabajo se ha utilizado la impresora Creality CR-10s. Esta impresora se caracteriza por buena relación calidad-precio ofreciendo un volumen de impresión grande (300 x 300 x 400 mm) situándose en la zona de impresoras 3D de bajo precio. Sin embargo, puesto que no es una impresora cerrada y tiene un gran volumen de impresión, no es una impresora adecuada para utilizar filamentos que necesitan calor constante para no deformarse (ABS).

Como se ha comentado al principio de este capítulo, este estudio pretende determinar la influencia de los parámetros de impresión 3D sobre la resistencia de fricción. Para determinar los modelos definitivos de estudio, se hicieron diferentes pruebas de impresión variando la altura de capa y la velocidad de impresión, pues estos parámetros son los que más influyen en la calidad superficial de las piezas y en el tiempo de impresión. La realización de estas pruebas era imprescindible debido a que, por disponibilidad del túnel de viento, el número de modelos no podía exceder a 4. Además, estas pruebas permitieron ajustar los valores de temperatura de impresión para los diferentes diámetros de la boquilla. Las variaciones de estas pruebas fueron:

- Variación de la altura de capa: se realizaron pruebas utilizando alturas de capa de 0.1, 0.2, 0.4, 0.6 y 0.8 mm.
- Variación de la velocidad de impresión: se realizaron impresiones a 40, 60 y 80 mm/s.

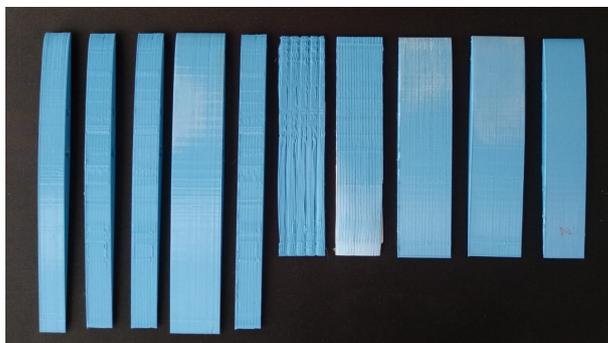


Figura 4.12: Pruebas de impresión con variaciones en velocidad de impresión y altura de capa.

Los resultados de estas pruebas determinaron que, a pesar de que ambos parámetros influían notablemente en el acabado superficial, la altura de capa lo hacía de manera más significativa. Además, en la impresora utilizada, resultaba imposible variar ambos parámetros a la vez ya que se producían fallos de impresión con mucha frecuencia. De esta manera, utilizando la geometría creada en la Sección 3.3, se determinaron las características de los cuatro modelos de impresión. Los parámetros y características de los modelos se recogen en el cuadro 4.1. Se eligieron, para una misma velocidad de impresión de 50 mm/s, tres valores diferentes de altura de capa. La influencia de estos valores sobre el acabado superficial se puede ver con detalle en la figura 4.13 donde se compara el acabado que ofrece el programa ULTIMAKER CURA con la herramienta Vista previa (esta herramienta simula el proceso de impresión, es decir, el recorrido de la boquilla y las capas de filamento que va depositando) con el acabado de los modelos una vez impresos. Cuanto mayor es la altura de capa el acabado superficial es peor, pudiendo apreciar con mayor facilidad las capas de impresión.

El Modelo 4 tiene los mismos parámetros que el Modelo 3 pero se le ha realizado un postprocesado para mejorar la calidad superficial de la impresión. El tratamiento realizado consta de:

1. Aplicar una capa de imprimación en spray sobre toda la superficie. La imprimación utilizada es una imprimación industrial de la marca Montana.
2. Lijar la superficie con una lijadora eléctrica utilizando lijas de grano 320.

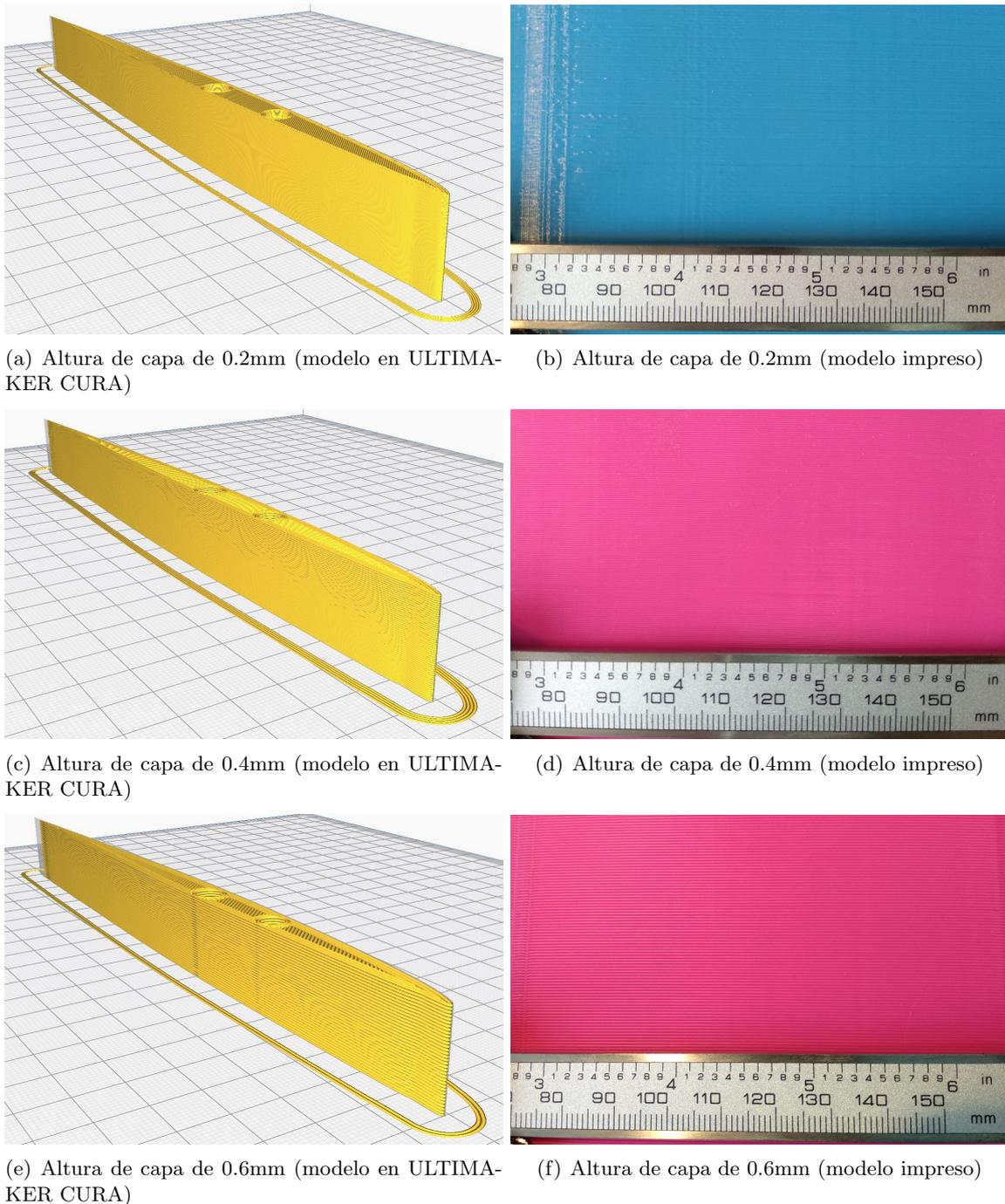


Figura 4.13: Comparación de los modelos de impresión.

3. Repetir pasos 1 y 2.
4. Aplicar 2 capas de pintura en spray. La pintura utilizada es de la marca Dupli-Color.

El material utilizado para las impresiones de los modelos ha sido un filamento PLA (poli-ácido láctico) de la marca BQ. El PLA que ofrece una gran adherencia a la placa de impresión, tiene un precio muy económico y está especialmente adecuado para impresiones de larga duración ya que su deformación térmica es mínima.

	Modelo 1	Modelo 2	Modelo 3	Modelo 4
Altura de capa	0.2 mm	0.4 mm	0.6 mm	0.6 mm
Boquilla	0.4 mm	0.6 mm	0.8 mm	0.8 mm
Relleno	20 %	18 %	15 %	15 %
Grosor de pared	0.8 mm	1.2 mm	1.6 mm	1.6 mm
Temperatura	207 °C	210 °C	215 °C	215 °C
Material	252 g	304 g	350 g	350 g
Velocidad	50 mm/s	50 mm/s	50 mm/s	50 mm/s
Post-proceso	NO	NO	NO	SÍ
Tiempo	25 h 38 min	11 h 16 min	6 h 34 min	6 h 34 min (+1 h)

Cuadro 4.1: Características de impresión de los modelos.

Tanto el tiempo de impresión como el material utilizado están calculados para el modelo entero, aunque la impresión de cada modelo se haya dividido en dos partes de igual tamaño (201.0 x 8.9 x 200.0 mm). La hora extra que tiene el modelo 4 es la utilizada en el post procesado del modelo.

## 4.5. Descripción de los experimentos

En esta sección se describirán los diferentes experimentos que se han realizado con la finalidad de conocer la influencia de la altura de capa de las impresiones 3D en la resistencia de fricción. Utilizando el túnel de viento descrito en la sección 4.2 se desarrollaron tres experimentos diferentes: un análisis de la fuerza de resistencia, un análisis de la estructura del flujo en el extradós del perfil y un análisis con «gotas de agua».

### 4.5.1. Análisis de la fuerza de resistencia

A la hora de plantear las condiciones y características de este ensayo es muy importante tener presente todo lo planteado en la Sección 4.1.1. Para poder ver la influencia de la altura de capa a través de la resistencia de fricción en el incremento de la resistencia del cuerpo, habrá que minimizar la influencia del resto de factores. Para eliminar la influencia de la resistencia inducida, todos los modelos tendrán que ser evaluados con el mismo ángulo de ataque. Además, para que la resistencia de forma sea mínima, habrá que evitar que se desprenda la capa límite. Para ello, los ensayos se harán con ángulo de ataque nulo. De esta manera se consigue que la componente de fricción sea la principal de las diferentes contribuciones a la resistencia.

La influencia de la resistencia de fricción varía con el número de Reynolds, aumentando a medida que este lo hace (7). Por tanto, es conveniente ensayar con diferentes números de Reynolds. En el Cuadro 4.2 pueden verse los diferentes Reynolds a los que se ha planeado el experimento y sus correspondientes velocidades de flujo libre, parámetro sobre el cual se puede actuar en el túnel de viento; se ha procurado, además, tener condiciones laminares, turbulentas y de transición. Teniendo en cuenta tres velocidades para cada modelo y cuatro modelos, este experimento pretende obtener el valor de la resistencia para 12 casos diferentes.

Para medir las fuerzas es necesario anclar el modelo a través de la varilla de 6 mm

de diámetro a la balanza del túnel descrita en la Sección 4.2. Debido a razones ajenas a este trabajo, la balanza no se encuentra calibrada. Por tanto, los valores que se extraen en Newtons de la balanza no son reales y no pueden darse por buenos. Sin embargo, puesto que este experimento es comparativo, pretende centrarse en variaciones de resistencia y no en valores absolutos; se establecerá el Modelo 1 como modelo base, puesto que sus características de impresión son las más comunes, y se medirán las variaciones con respecto a él.

	Laminar	Transición	Turbulento
Reynolds	$1,4 * 10^5$	$2,8 * 10^5$	$5 * 10^5$
Velocidad	10 m/s	20 m/s	35 m/s

Cuadro 4.2: Propiedades del experimento para una cuerda de 20 cm y condiciones atmosféricas a nivel del mar.

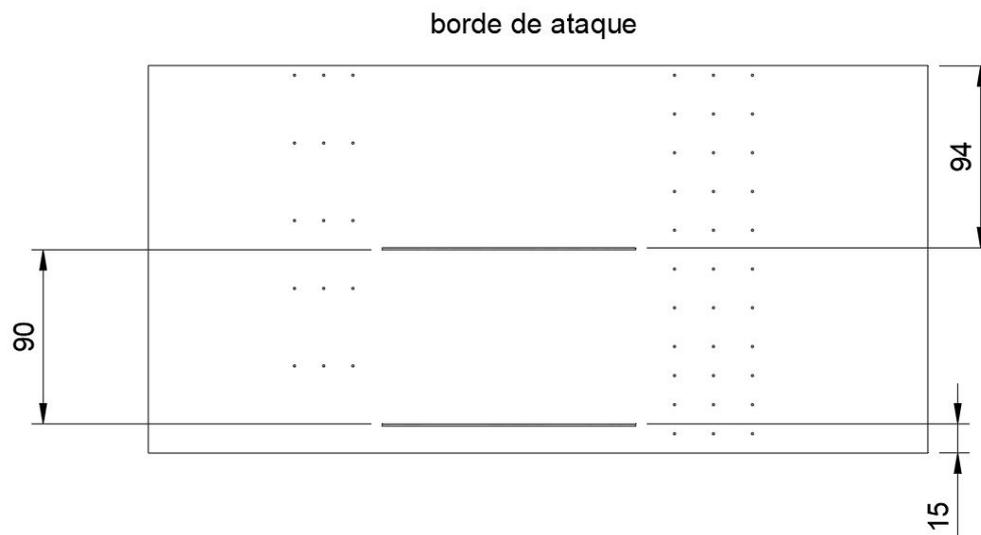
#### 4.5.2. Análisis de la fricción con «gotas de agua»

El segundo experimento que se planteó para determinar la influencia de la altura de capa en la resistencia de fricción consistía en medir el tiempo que tardaba una gota de agua en recorrer una distancia determinada de la superficie. Este experimento es posible realizarlo gracias a la tensión superficial del agua; sin embargo, para aumentar esta tensión superficial y poder visualizar los resultados con mayor facilidad, se mezcló el agua con pintura acrílica negra.

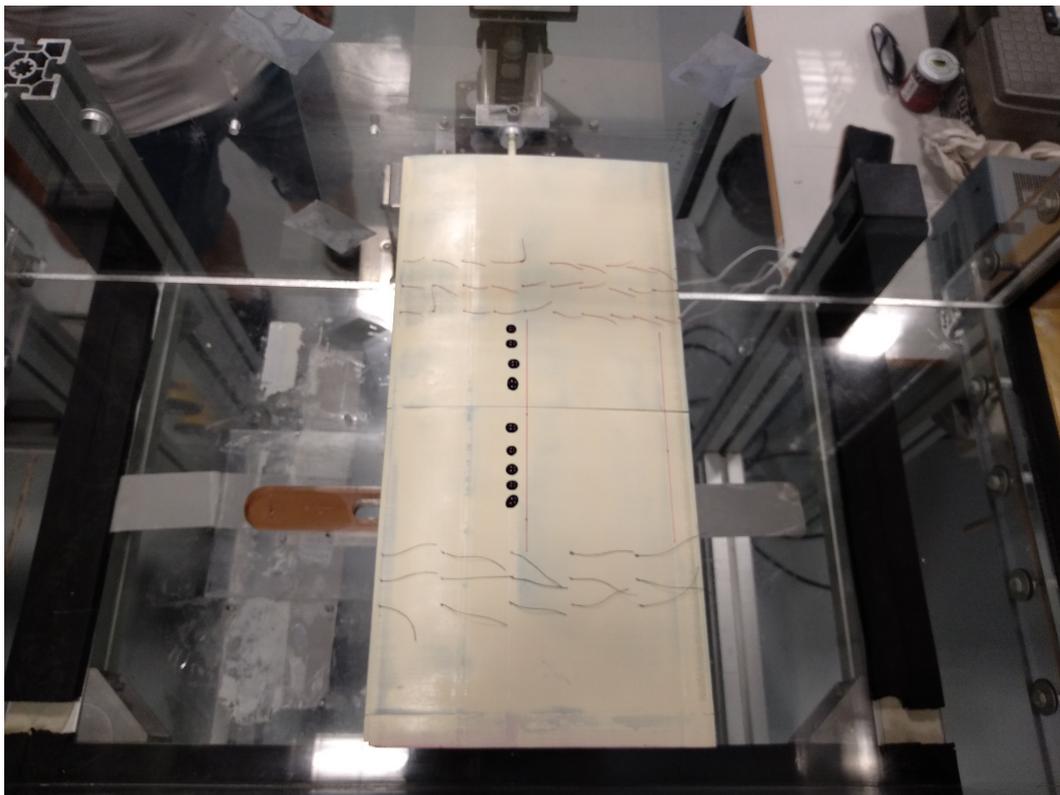
Planteando un rápido equilibrio de fuerzas, la gota de agua sufre por un lado la fuerza que el flujo en movimiento le transmite y por otro una fuerza de fricción con la superficie de misma dirección y sentido opuesto. Si en todos los ensayos la fuerza que trasmite el flujo es la misma, la diferencia de tiempos tendrá como origen distintos valores de la fuerza de fricción gota-superficie. Para garantizar que la fuerza ejercida por el aire es la misma todos los ensayos se deben realizar con la misma velocidad de flujo y el mismo ángulo de ataque. Además, el valor del ángulo de ataque tiene que ser nulo para garantizar que la capa límite no se desprenda.

El procedimiento de toma de datos consiste en, marcando sobre los modelos dos líneas perpendiculares a la cuerda como puede verse en la Figura 4.14, colocar una serie de gotas de agua tintada por delante de la primera línea (la más cercana al borde de ataque) y registrar el movimiento de las gotas mediante una grabación en vídeo. El análisis de este vídeo permite obtener los tiempos utilizados por las gotas para recorrer esta distancia.

Para tener espacio muestral suficientemente grande que permita obtener conclusiones estadísticamente significativas, en cada modelo, tal y como puede verse en la Figura 4.14(b) se realizaron 3 ensayos colocando 9 gotas por ensayo. La posición de cada gota era aleatoria, dentro del espacio reservado para el experimento en el modelo siempre lejos de la influencia de las paredes del túnel, en las secciones en las que se tienen condiciones de flujo no perturbado.



(a) Plano del montaje (unidades en mm)



(b) Montaje en el Modelo 4

Figura 4.14: Montaje en el túnel de viento del experimento de la gota de agua.

### 4.5.3. Análisis de la estructura del flujo en el extradós

La rugosidad de la superficie del cuerpo influye en el estado de la capa límite haciendo que, antes o después, ésta pase de laminar a turbulenta. Esto puede verse con claridad en la

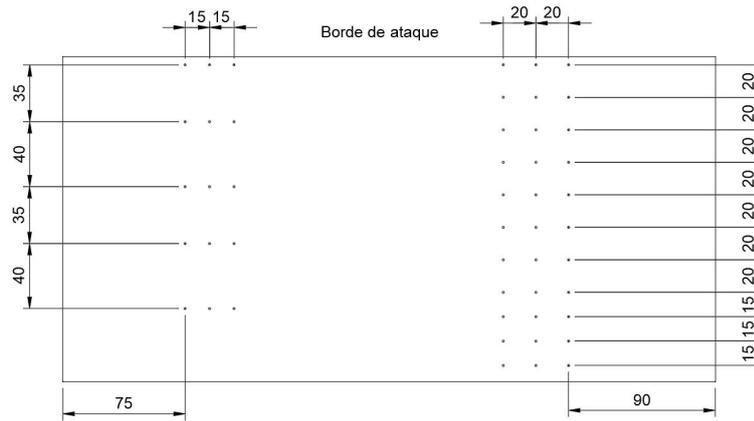
Figura 4.4 de la Sección 4.1.1. Para ver como se desarrolla la capa límite y la estela en cada modelo y sus diferencias se ha realizado un montaje de hilos sobre el extradós de los modelos que permita ver de forma discreta la dirección del flujo. Esta disposición, como puede verse en la Figura 4.15, consta de dos zonas de hilos alejadas de los bordes del cuerpo para evitar zonas de recirculación de aire. Cada una de las zonas tiene tamaños de hilos diferentes para facilitar la visualización de resultados. Para ver como evoluciona la estructura del flujo en el extradós se han realizado estudios a diferentes ángulos de ataque y diferentes velocidades. El análisis, a raíz de los resultados del experimento con «gotas de agua» y por motivos de disponibilidad del túnel de viento, se ha realizado únicamente sobre los Modelos 2 y 4. Las condiciones de cada análisis de velocidad y ángulo de ataque pueden verse en el Cuadro 4.3. Como se puede ver, el número total de ensayos es de 16. Para captar y analizar la evolución de los hilos se han gravado vídeos a 60 fotogramas por segundo.

	Test 1	Test 2	Test 3	Test 4	Test 5	Test 6	Test 7	Test 8
Velocidad	20 m/s	20 m/s	20 m/s	20 m/s	25 m/s	25 m/s	25 m/s	22.5 m/s
AoA	0°	3°	6°	9°	0°	3°	6°	9°

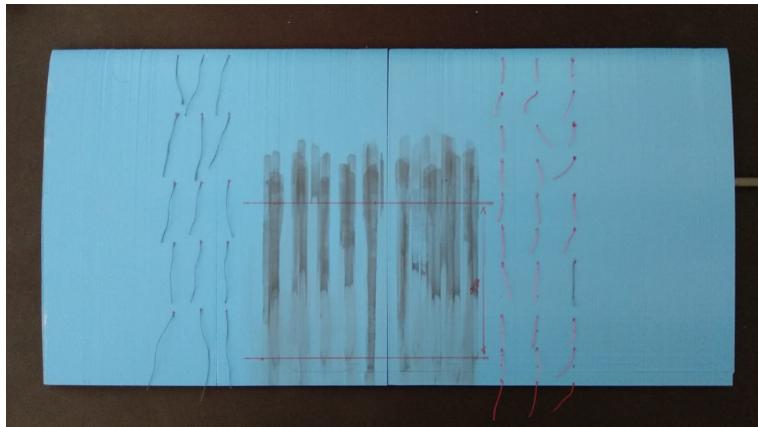
Cuadro 4.3: Condiciones de los ensayos en los Modelos 2 y 4 para el análisis de la estela.

AoA (*angle of attack*) hace referencia al ángulo de ataque

Los modelos se han montado sobre la balanza del túnel de viento. A pesar de que no se van a medir fuerzas en este experimento, la balanza tiene un mecanismo para cambiar el ángulo de ataque que, en este caso, resulta de gran utilidad.



(a) Plano del montaje (unidades en mm)



(b) Montaje sobre el Modelo 1

Figura 4.15: Montaje de los hilos sobre los modelos de ensayo.

## Capítulo 5

# Resultados experimentales

En esta sección del proyecto se expondrán los resultados obtenidos en los tres experimentos y el tratamiento que se han hecho de los mismos.

### 5.1. Resultados del análisis de la fuerza de resistencia

Este experimento, que pretendía cuantificar las diferencias en los valores de resistencia de cada uno de los modelos, no tuvo el resultado esperado. Debido a la precisión de la balanza utilizada, que era de ordenes superiores a los valores de la resistencia de este perfil delgado, no hubo ninguna diferencia en los valores de resistencia de los modelos. Para poder realizar un análisis de fuerzas del cual extraer conclusiones significativas sería necesario utilizar una balanza de mayor precisión u optar por otras geometrías que ofrecieran un valor más alto de la resistencia parásita (resistencia con ángulo de ataque nulo).

### 5.2. Resultados del análisis con «gotas de agua»

El segundo experimento tenía como objetivo determinar con certeza que superficies ofrecen menor fricción. A la hora de medir los tiempos, se añadió un punto de control más a los 4.5 cm de la primera línea, ya que, debido a la pérdida de masa de la gota en su desplazamiento, muchas de ellas no llegaron a recorrer 9 cm. Para cada vídeo se elaboró una tabla como la representada en el Cuadro 5.1 donde puede verse en la segunda columna el tiempo en el que las gotas pasan por la primera línea. En la tercera y cuarta columna se muestra el tiempo de paso entre el primer punto de control (4.5 cm) y el segundo (9 cm). Las columnas quinta y sexta son los tiempos de desplazamiento para una distancia de 4.5 cm y 9 cm respectivamente.

Este procesamiento de los datos se ha realizado en todos los vídeos grabados. El resto de tablas pueden verse en el Apéndice C. Con estos datos, se ha realizado un estudio estadístico.

Antes de pasar al análisis estadístico de los datos, es necesario proporcionar una pequeña explicación sobre los métodos estadísticos y sobre algunas herramientas utilizadas. La estadística y los métodos estadísticos están diseñadas para permitir hacer juicios científicos

Modelo 2	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	6.16	13	36.6	6.84	30.44
Gota 2	6.18	17.3	-	11.13	-
Gota 3	6.15	9.6	34.8	3.45	28.65
Gota 4	6.14	14.4	18.7	8.26	12.56
Gota 5	6.15	9	10.7	2.85	4.55
Gota 6	6.16	9.1	15.6	2.94	9.44
Gota 7	6.14	9	45.3	2.86	39.16
Gota 8	6.18	10.4	-	4.22	-
Gota 9	6.19	18.4	-	12.21	-

Cuadro 5.1: Tiempos del primer ensayo con el Modelo 2  
Medidas en segundos. Si una celda contiene un guión en su interior significa que esa gota no  
llego a ese punto de control.

frente a la incertidumbre y a la variación. Tal y como describen Walpole, Myers y Myers (11), es posible distinguir entre la estadística inferencial y la estadística descriptiva. La estadística descriptiva no asume que los datos puedan tener alguna propiedad más allá que las descritas con los estadísticos. Es una herramienta útil para mostrar, organizar y describir datos de una manera concisa. Por el contrario, la estadística inferencial pretende extraer conclusiones más allá de los datos a partir del cálculo de probabilidades. Esta herramienta efectúa estimaciones e hipótesis. Puesto que el objetivo del análisis estadístico es clarificar qué modelo posee más fricción, se analizarán los datos desde el punto de vista de la estadística descriptiva.

Programas de software como STATGRAPHICS permiten el cálculo de medianas, medias y desviaciones estándar, entre otros estadísticos y facilitan la utilización de herramientas útiles de análisis, como los gráficos de caja y bigotes.

La mediana de una muestra refleja la tendencia central de la población. Dentro de una población de  $n$  datos ordenados de mayor a menor, la mediana es el dato central. Es un parámetro útil cuando la distribución está muy dispersa y no puede estudiarse como una distribución normal ya que no está influida por los valores extremos. La media es la suma de los datos dividida por el número de datos. Cuando la distribución puede aproximarse a una normal es un estadístico útil, ya que sí que está influido de manera considerable por los valores extremos. La desviación estándar cuantifica la dispersión del conjunto de datos alrededor de la media. Este parámetro es utilizado para medir la fiabilidad de conclusiones estadísticas ya que da información sobre lo agrupados que están los datos.

Las gráficas de caja y bigotes son una herramienta muy utilizada en estadística descriptiva ya que, como puede verse en la Figura 5.1, otorgan una gran cantidad de información sobre la distribución. Además, permiten realizar comparaciones entre varias muestras. La caja se extiende entre el primer cuartil y el tercer cuartil. Su amplitud es igual al recorrido intercuartílico y entre sus límites se ubican el 50% de los datos. En el interior se traza una línea vertical que corresponde a la mediana (segundo cuartil) y una cruz que indica la media. En cada bigote se almacena un 25% de los datos. Aquellos valores que difieren 1.5 veces el recorrido intercuartílico del cuartil más próximo se representan como puntos aislados por considerarse valores extremos. En este tipo de gráficos es posible también estudiar la simetría de la distribución. En el caso de la Figura 5.1 la distribución es asimétrica positiva ya que el primer cuartil se encuentra más cerca de la mediana que el tercer cuartil.

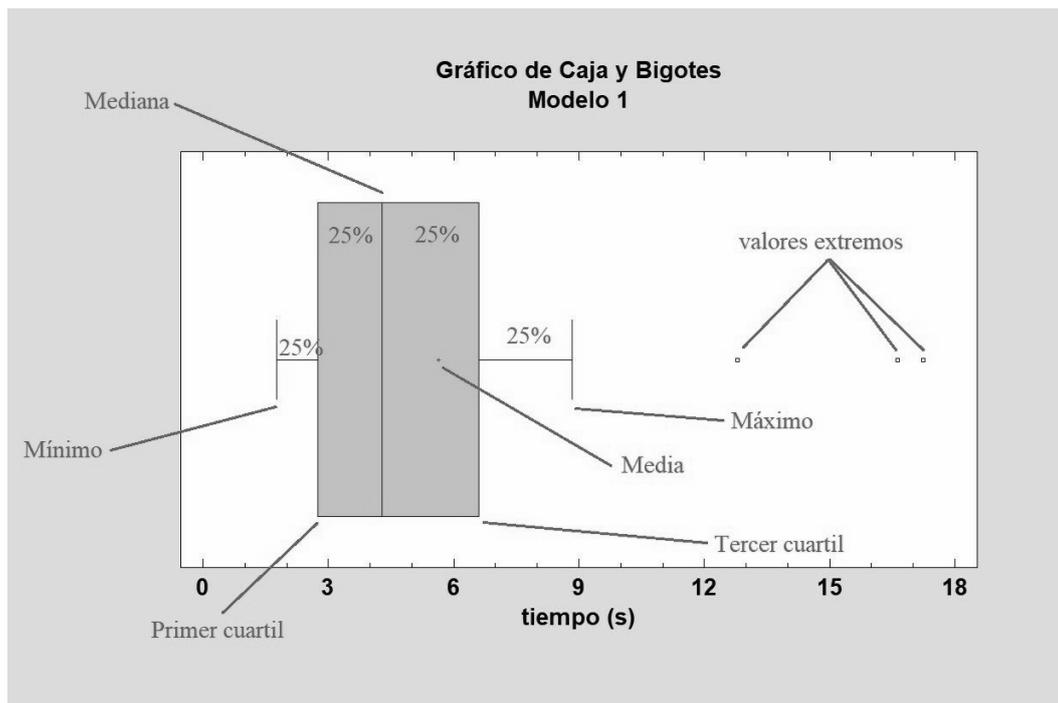


Figura 5.1: Características de una gráfica de caja y bigotes.

Otra herramienta útil que ofrece STATGRAPHICS a la hora de analizar varias muestras es el análisis de varianza (ANOVA). Este análisis prueba la hipótesis de que las medias de dos o más poblaciones son iguales con un 5% de significación. La hipótesis nula establece que todas las medias son iguales. Por el contrario, la hipótesis alternativa establece que al menos una de las media es diferente. El ANOVA descompone la variabilidad total observada en unos datos en una parte asociada a los efectos del factor estudiado más una parte residual y compara las dos partes. Los residuos de cada observación son las diferencias entre cada dato y la media correspondiente (1). El análisis de residuos permite, además, estudiar datos anómalos.

Para conocer cuáles medias son significativamente diferentes de otras, puede utilizarse una prueba de múltiples rangos. Esta prueba está basada en los intervalos LSD (*Least Significant Difference*) de Fisher para la media de cada muestra y compara 2 a 2 las medias de las distintas poblaciones. Desde un punto de vista gráfico, la diferencia entre la media de 2 muestras será significativa si los respectivos intervalos LSD no se solapan.

Como se ha comentado anteriormente, se han realizado dos comparaciones de tiempos. Una de ellas cuando la gota ha recorrido una distancia de 4,5 cm y la otra cuando la gota se ha desplazado 9 cm. La primera comparación en ser estudiada será la del primer punto de control (menor desplazamiento), posteriormente se analizará la del segundo punto de control (mayor desplazamiento).

Los valores extremos de cada distribución, obtenidos gracias a los diagramas de caja y bigotes, se han examinado en los vídeos para conocer si ha existido alguna anomalía que permita desechar algún dato.

### 5.2.1. Resultados del primer punto de control T1

Tal y como puede verse en el Cuadro 5.2, tras el análisis de los vídeos se han desechado una serie de datos. En esta tabla puede verse también la razón por la que el dato se ha desechado y el modelo al que pertenecía. Sin embargo, no todos los datos anómalos de las distribuciones han sido desechados. Esto se debe a que, en algunos casos, no se han encontrado razones que justifiquen la eliminación.

Dato	Modelo	Razón
17.24	1	Imperfección en la superficie
16.63	1	Gota de menor masa
12.8	1	Imperfección en la superficie
44.79	2	Mancha de pintura en la zona
21.5	3	La gota pierde masa por delante debido a la capilaridad
8.08	4	Imperfección en la superficie

Cuadro 5.2: Datos eliminados del primer punto de control.

Una vez eliminados los datos extremos y utilizando las herramientas que ofrece STAT-GRAPHICS se han comparado los datos de los 4 modelos. La comparación de gráficos de caja y bigotes puede verse en la Figura 5.2. Tal y como se muestra, las distribuciones de los tres primeros modelos son asimétricas positivas. Comparativamente la distribución del Modelo 4 tiene menor asimetría.

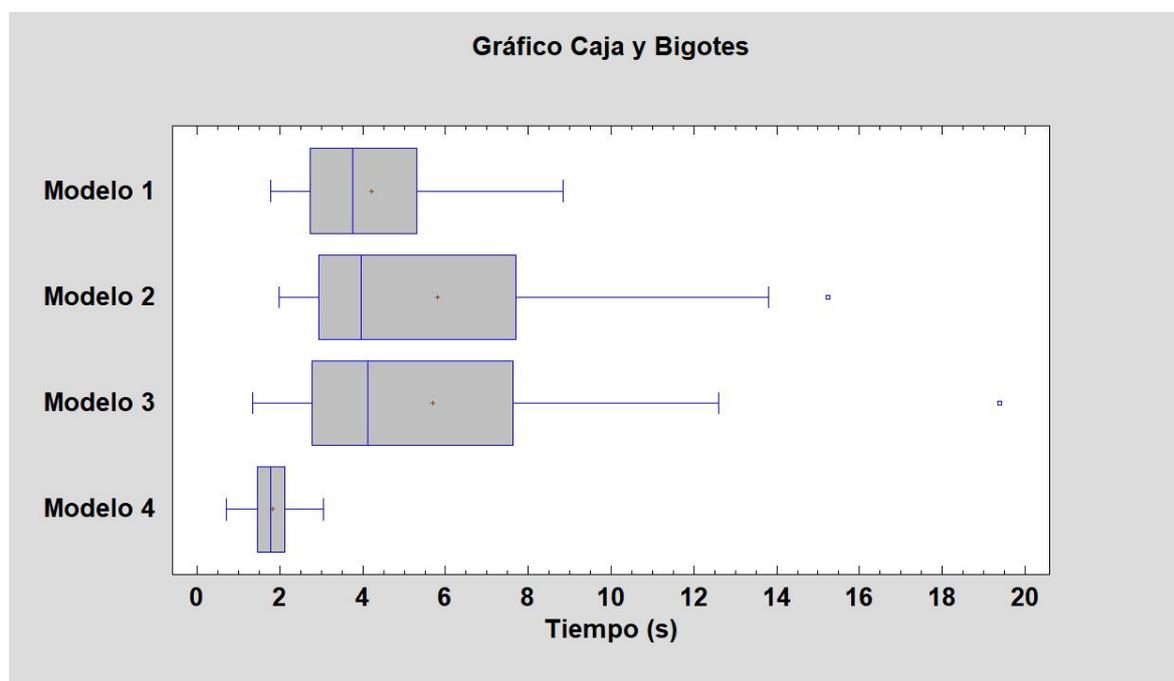


Figura 5.2: Gráfico de Caja y Bigotes del primer punto de control.

Además, a medida que el acabado superficial es más bruto, mayor distancia hay entre el primer y el tercer cuartil. Esto significa que el 50% de los datos de cada muestra están agrupados entre valores cada vez más lejanos, la dispersión de los resultados es mayor. Este hecho puede corroborarse con el coeficiente de variación. En el Cuadro 5.3, puede verse como

Modelo 1	Modelo 2	Modelo 3	Modelo 4
46.12 %	67.15 %	70.97 %	30.73 %

Cuadro 5.3: Coeficiente de variación de las distribuciones para el primer punto de control.

el coeficiente de variación del Modelo 4 es el menor, seguido por el del Modelo 1, del Modelo 2 y, finalmente, del modelo de peor acabado, el Modelo 3.

A través del Resumen Estadístico que ofrece el STATGRAPHICS, es posible conocer el sesgo estandarizado y la curtosis estandarizada. Estos valores pueden utilizarse para determinar si la muestra proviene de una distribución normal. Valores de estos estadísticos fuera del rango -2 a +2 indican desviaciones significativas de la normalidad, lo que tendería a eliminar cualquier prueba estadística con referencia a la desviación estándar. En el caso de estas muestras, tanto el Modelo 1 como el Modelo 4 poseen valores dentro del rango esperado para datos provenientes de una distribución normal. Sin embargo, los valores de estos estadísticos del Modelo 2 y el Modelo 3 están fuera del rango esperado para una distribución normal. Esto está causado por una mayor dispersión de los datos que puede deberse a una mayor imperfección de la superficie de los modelos.

Por tanto, para los Modelos 1 y 4 el estadístico más adecuado para conocer la tendencia de la población es la media mientras que en los Modelos 2 y 3 el estadístico más adecuado será la mediana. Puede verse como la menor media o mediana es la del Modelo 4, seguida por la del Modelo 1 y finalmente, la del Modelo 2 y del Modelo 3. Sin embargo, para ver si estas diferencias son estadísticamente significativas se ha realizado una prueba ANOVA.

Los resultados de la prueba ANOVA para estas cuatro distribuciones determinan que existe una diferencia significativa entre las medias de las cuatro muestras con un nivel de significación del 5%. Para determinar cuáles medias son significativamente diferentes unas de otras, se ha realizado una prueba de múltiples rangos.

El resultado de la prueba de múltiples rangos por el método LSD de Fisher puede verse en el Cuadro 5.4. La prueba indica que existen diferencias significativas entre aquellas pruebas marcadas con un asterisco (\*).

Contraste	Sig.	Diferencia	+/- Límites
Modelo 1.T1 - Modelo 2.T1		-1,57917	1,76371
Modelo 1.T1 - Modelo 3.T1		-1,47725	1,76371
Modelo 1.T1 - Modelo 4.T1	*	2,39121	1,76371
Modelo 2.T1 - Modelo 3.T1		0,101923	1,66725
Modelo 2.T1 - Modelo 4.T1	*	3,97038	1,66725
Modelo 3.T1 - Modelo 4.T1	*	3,86846	1,66725

Cuadro 5.4: Pruebas LSD de las muestras para el primer punto de control.

Las diferencias significativas entre medias también pueden verse en el gráfico de medias e intervalos LSD de la Figura 5.3.

A partir tanto de la Figura 5.4 como de la Figura 5.3 puede concluirse que para el primer punto de control, únicamente existen diferencias estadísticamente significativas en la media entre el Modelo 4 y el resto de modelos, siendo la media del Modelo 4 inferior a la de los

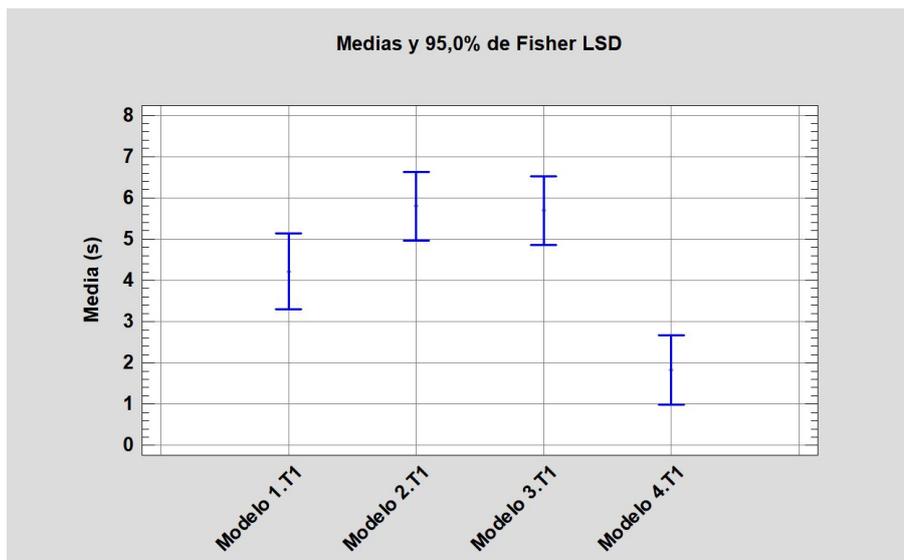


Figura 5.3: Gráfico de medias e intervalos LSD para el primer punto de control.

Modelo 1	Modelo 2	Modelo 3	Modelo 4
71.90 %	71.30 %	84.3 %	63.4 %

Cuadro 5.5: Coeficiente de variación de las distribuciones para el segundo punto de control.

demás. Entre el resto de modelos no puede decirse que la media sea diferente desde el punto de vista estadístico.

### 5.2.2. Resultados del segundo punto de control T2

Al igual que se ha hecho con los datos del primer punto de control, los datos anómalos mostrados a través de los gráficos de caja y bigotes y del análisis de residuos han sido estudiados con detenimiento en los vídeos. En este caso, únicamente había un dato anómalo que se correspondía a una gota de menor masa, por tanto ha podido ser eliminado de la distribución. Este dato pertenecía al Modelo 4 (dato: 59,04).

En cuanto a la comparación de las muestras puede verse, a través del gráfico de la Figura 5.4, que las distribuciones están mucho más dispersas que en el estudio del primer punto de control. La pérdida de masa a medida que la gota avanza aumenta la dispersión de los datos.

Al contrario que en el primer punto de control, donde, en mayor o menor medida, todas las muestras eran asimétricas negativas, en el segundo punto de control las muestras no comparten esta característica. En cuanto al coeficiente de variación, en el Cuadro 5.5, puede verse como los valores han aumentado considerablemente con respecto al primer punto de control. Este hecho puede corroborarse también comparando el primer y tercer cuartil de las muestras en la Figura 5.4. Sin embargo, comparando los coeficientes de variación de los dos puntos de control, la tendencia es compartida: el de mayor coeficiente de variación continua siendo el Modelo 3 y el de menor el Modelo 4.

Para conocer el tipo de distribución, al igual que se ha hecho en el primer punto de control,

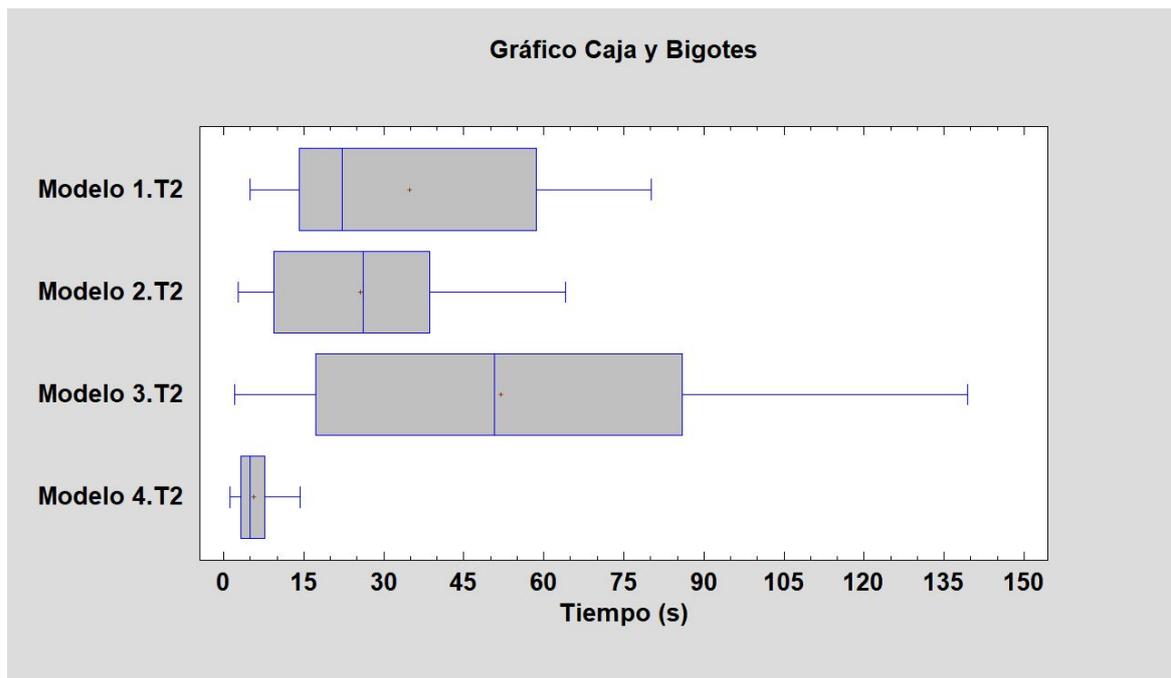


Figura 5.4: Gráfico de Caja y Bigotes del segundo punto de control.

se ha utilizado el resumen estadístico de STATGRAPHICS. Los Modelos 1, 2 y 3 poseen valores del sesgo estandarizado y de la curtosis estandarizada dentro del rango esperado para datos provenientes de una distribución normal. Sin embargo, en el Modelo 4, el valor del sesgo estandarizado se encuentra fuera del rango esperado para una distribución normal. Por tanto, como medida de tendencia, en los Modelos 1, 2 y 3 es más adecuado utilizar el estadístico de la media y en el Modelo 4 de la mediana.

En este punto de control también se ha utilizado el análisis de varianza para conocer si existen diferencias significativas entre las medias de las cuatro distribuciones. El resultado de esta prueba determina que efectivamente sí que existen diferencias significativas entre las medias de las muestras. Al igual que en el caso anterior, la prueba de múltiples rangos permite conocer entre que estadísticos existen diferencias significativas. El resultado de esta prueba se muestra en el Cuadro 5.6 de manera numérica y en la Figura 5.5.

Contraste	Sig.	Diferencia	+/- Límites
Modelo 1.T2 - Modelo 2.T2		9,17817	16,5061
Modelo 1.T2 - Modelo 3.T2	*	-17,1955	16,7655
Modelo 1.T2 - Modelo 4.T2	*	29,1541	15,6773
Modelo 2.T2 - Modelo 3.T2	*	-26,3737	17,3792
Modelo 2.T2 - Modelo 4.T2	*	19,976	16,332
Modelo 3.T2 - Modelo 4.T2	*	46,3497	16,5941

Cuadro 5.6: Pruebas LSD de las muestras para el segundo punto de control.

Como puede verse, comparando las medias unas con otras, existen diferencias estadísticamente significativas entre todas ellas a excepción de entre la media del Modelo 1 y la media del Modelo 2.

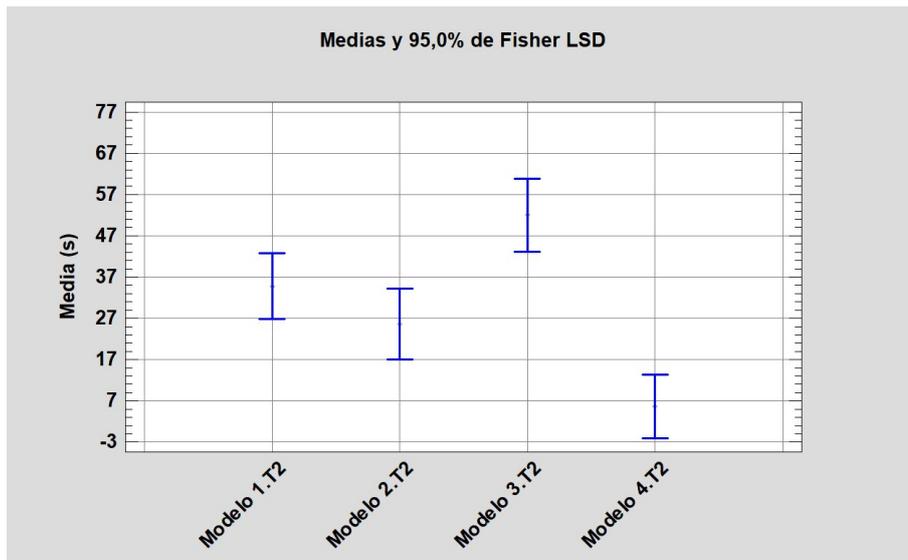


Figura 5.5: Gráfico de medias e intervalos LSD para el segundo punto de control.

Comparando los resultados del primer punto de control y del segundo punto de control puede concluirse que el tiempo que tarda una gota en recorrer la superficie del Modelo 4 bajo las mismas condiciones de número de Reynolds (velocidad) y ángulo de ataque es menor que en el resto de modelos. Así como para el primer punto de control no existen diferencias significativas entre los Modelos 1, 2 y 3, para el segundo punto de control sí que existen diferencias entre el Modelo 3 y los Modelos 1 y 2. Esto puede deberse a una pérdida de masa debido a la calidad superficial del modelo ya que, al tener más superficie de contacto, retiene más líquido.

Este estudio determina que la superficie de menor fricción es la del Modelo 4, seguida de la de los Modelos 1 y 2, entre los cuales no puede determinarse una diferencia estadísticamente significativa. Por último, el Modelo 3 es el que posee la superficie de mayor fricción. Estos resultados tienen sentido ya que a mayor altura de capa peor es el acabado superficial de la pieza.

### 5.3. Resultados del análisis de la estela

A medida que el flujo se desprende con el ángulo de ataque aparecen zonas de recirculación a través de torbellinos de diferentes escalas conocidas también como burbujas de recirculación. En la Figura 5.6 puede verse este fenómeno sobre un perfil. Las curvas concéntricas son las líneas de corriente e indican zonas de recirculación en las que el flujo va del borde de salida al borde de ataque. Este fenómeno se produce debido a la readherencia del flujo a la superficie. Como se ha explicado en la Sección 4.1.1 la fricción de la interacción del fluido con la superficie influye en el desprendimiento de la capa límite. A mayor fricción, la capa límite se desprenderá más cerca del borde de ataque y aparecerán las zonas de recirculación. Por tanto, la aparición de burbujas de recirculación en zonas del perfil es una característica que permite determinar de una forma cualitativa que modelos poseen mayor resistencia de fricción. Siempre y cuando las condiciones de los ensayos sean las mismas.



Figura 5.6: Líneas de corriente en la estela de un perfil.

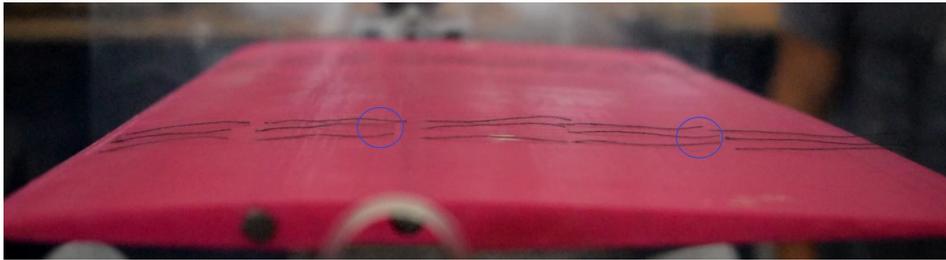
Teniendo presente las condiciones de los ensayos descritas en la Sección 4.5.3 de Reynolds (velocidad) y ángulo de ataque en los vídeos se han encontrado tres tipos de comportamientos en los hilos:

- Hilo parado: a pesar de hacer pasar flujo a través del perfil el hilo prácticamente no se mueve. Este comportamiento se corresponde con una capa límite laminar, donde el flujo es unidireccional.
- Hilo vibrando: el hilo vibra cuando pasa el fluido a través de él pero lo hace de una manera constante y en la dirección del viento. Este comportamiento es propio del flujo cuando la capa límite es turbulenta.
- Hilo en recirculación: el hilo se mueve vibrando cuando el aire pasa a través de él pero no lo hace en el sentido del flujo libre si no en sentido contrario. Este comportamiento se corresponde con las burbujas de recirculación que se generan en la estela.

A continuación se analizan los diferentes ensayos realizados comparando el comportamiento de los hilos en el Modelo 4 y en el Modelo 2. Para plasmar el contenido de los vídeos en este documento se han realizado capturas de estos en los momentos en los que pueden notarse diferencias entre los comportamientos.

### 5.3.1. Ensayos con ángulo de ataque de $0^\circ$

Con un ángulo de ataque de  $0^\circ$  no se encuentran diferencias en el comportamiento de los hilos entre las velocidades de 20 m/s y 25 m/s. Por el contrario, sí que existe alguna diferencia entre los hilos del Modelo 2 y del Modelo 4. La mayoría de los hilos de ambos modelos se encuentran prácticamente parados, indicando que la capa límite es laminar. Sin embargo, en el modelo de peor acabado superficial; el Modelo 2, sí que se aprecia una pequeña



(a) Modelo 2. Hilos largos.



(b) Modelo 4. Hilos largos.

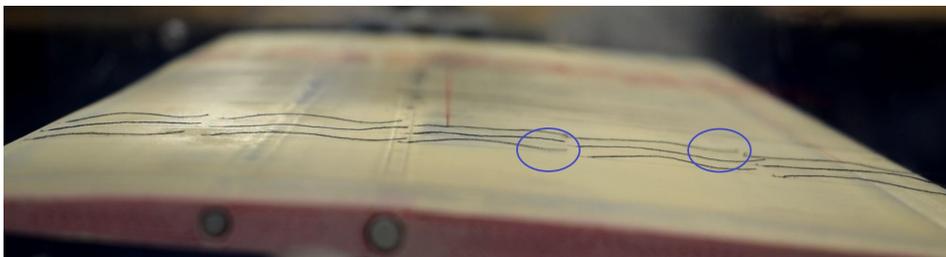
Figura 5.7: Ensayos a ángulo de ataque de 0 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 25 m/s.

vibración en algunos hilos lo que indica que no toda la capa límite en este modelo es laminar y existen zonas donde es turbulenta. Este hecho puede verse con claridad en la Figura 5.7 donde los círculos azules indican los hilos que vibran. En las fotografías los hilos de capa límite turbulenta salen borrosos, mientras que los hilos de la capa límite laminar salen enfocados.

### 5.3.2. Ensayos con ángulo de ataque de 3°



(a) Modelo 2. Hilos largos.



(b) Modelo 4. Hilos largos.

Figura 5.8: Ensayos a ángulo de ataque de 3 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 25 m/s.

Al aumentar el ángulo de ataque a 3° comienzan a verse zonas de capa límite turbulenta en

los dos modelos ensayados con ambas velocidades. En ninguno de los casos llegan a aparecer burbujas de recirculación. Al igual que en el caso anterior, en la Figura 5.8 pueden verse marcados con círculos los hilos que se mueven vibrando. El resto de hilos se encuentran prácticamente estáticos, lo que indica que en su zona la capa límite es laminar.

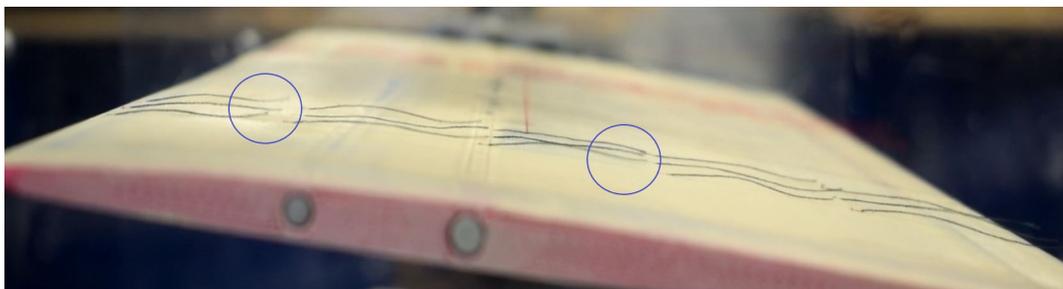
### 5.3.3. Ensayos con ángulo de ataque de 6°

En el caso de los ensayos con un ángulo de ataque de 6° sí que existen diferencias en la estela cuando la velocidad es de 20 m/s y cuando es de 25 m/s.

Cuando la velocidad del flujo libre es de 20 m/s ambos modelos se comportan de la misma manera que en los ensayos con un ángulo de ataque de 3°. En ambos modelos, existen zonas donde el comportamiento de los hilos sugiere que la capa límite es laminar y zonas donde dicho comportamiento induce que la capa límite es turbulenta. Además, tal y como se muestra en la Figura 5.9, no se aprecia ninguna diferencia significativa entre los modelos.



(a) Modelo 2. Hilos largos.



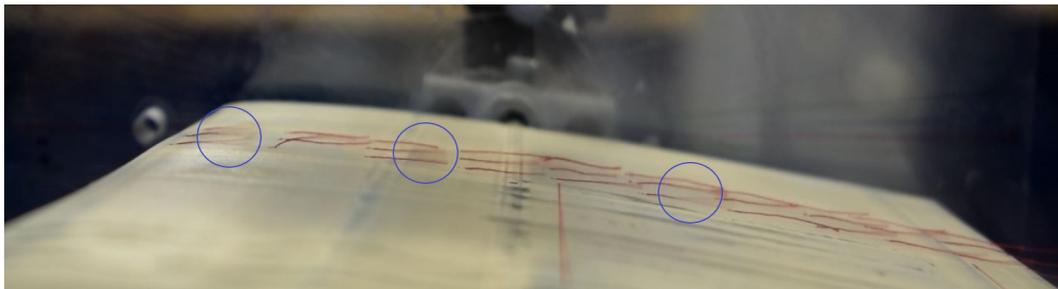
(b) Modelo 4. Hilos largos.

Figura 5.9: Ensayos a ángulo de ataque de 6 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 20 m/s.

Sin embargo, esto cambia a la hora de realizar los ensayos con una velocidad de 25 m/s. Tanto con los hilos cortos como con los largos y como se ve en la Figura 5.10, sí que existen diferencias significativas entre el Modelo 2 y el Modelo 4. En estas imágenes, los círculos azules continúan indicando zonas donde los hilos sugieren que la capa límite es turbulenta. Sin embargo, en algunas zonas del Modelo 2, aparecen burbujas de recirculación que hacen que los hilos se muevan aguas arriba. Este fenómeno se ha remarcado en las imágenes con un recuadro azul. En la Figura 5.6, podía verse que cerca del borde de ataque aparecía una zona de recirculación de flujo pequeña. Esta zona de recirculación cerca del borde de ataque aparece el Modelo 2. Sin embargo, en el Modelo 4 no se aprecian burbujas de recirculación.



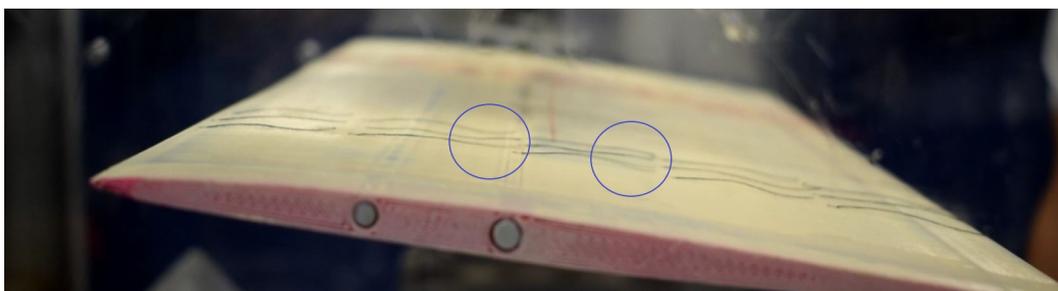
(a) Modelo 2. Hilos cortos.



(b) Modelo 4. Hilos cortos.



(c) Modelo 2. Hilos largos.

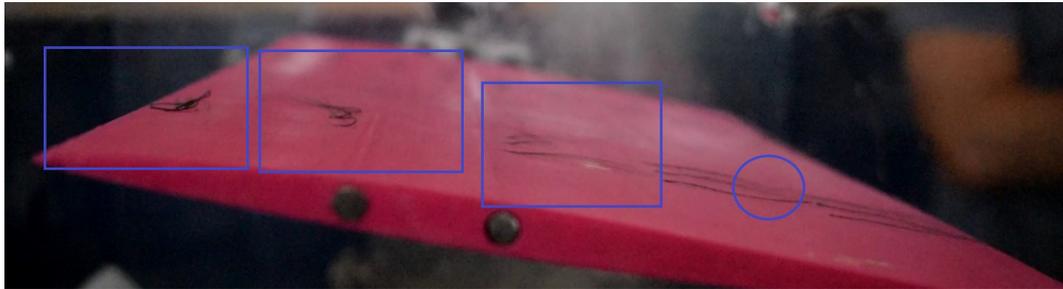


(d) Modelo 4. Hilos largos.

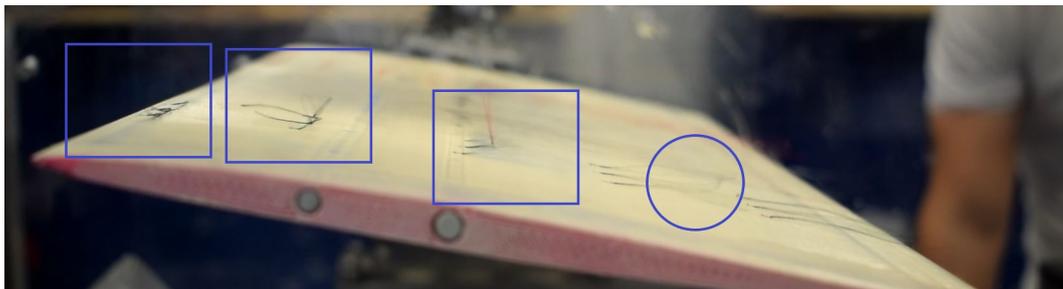
Figura 5.10: Ensayos a ángulo de ataque de 6 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 25 m/s.

Estos resultados, demuestran que el acabado superficial tiene influencia en los modelos estudiados provocando que las capas límite se comporten de manera diferente. El Modelo 2, al tener una superficie más rugosa que el Modelo 4, tiene mayor resistencia de fricción y provoca que la capa límite desprenda antes, generando zonas de recirculación y aumentando la resistencia aerodinámica.

### 5.3.4. Ensayos con ángulo de ataque de 9°



(a) Modelo 2. Hilos largos.



(b) Modelo 4. Hilos largos.

Figura 5.11: Ensayos a ángulo de ataque de 9 grados de los modelos 2 y 4. Velocidad 20 m/s.

Con un ángulo de ataque de 9° la estela se vuelve totalmente turbulenta y aparecen burbujas de recirculación en ambos modelos. Además, estas burbujas no solo se localizan en el borde de ataque si no que se extienden a lo largo de la cuerda del perfil. No se aprecian diferencias significativas entre los modelos ni a 20 m/s ni a 25m/s.

## 5.4. Comparación de Resultados

De los tres experimentos realizados dos tuvieron éxito y permitieron conocer qué tipo de acabado superficial genera mayor resistencia aerodinámica y qué tipo genera menos. Sin embargo, los experimentos exitosos permiten hacer juicios cualitativos. El experimento fallido, pretendía comparar los modelos cuantitativamente. Es por esto que los resultados permiten conocer qué modelo se comporta mejor pero no cómo de mejor se comporta.

El Modelo 4 en ambos experimentos ha resultado ser el de menor resistencia de fricción. El Modelo 3 en el experimento de la «gota de agua» fue el de peor acabado superficial y en el punto intermedio se encontraban el Modelo 1 y el Modelo 2, sin que hubiera diferencias significativas entre ellos. El experimento del análisis de la estela ha demostrado que las diferencias en el acabado superficial entre el Modelo 2 y el Modelo 4 implicaban diferencias en el comportamiento de la estela por lo que puede suponerse que el acabado superficial del Modelo 3 genera una estela más turbulenta que la del resto de modelos.

Antes de llegar a las conclusiones del trabajo, y a la hora de hacer juicios, es necesario tener presente las características de impresión de los modelos, especialmente en cuanto al tiempo de impresión, ya que es un factor limitante en muchas impresoras y en muchas instalaciones.

Los parámetros de impresión del Modelo 1 son los parámetros estándar de las impresiones 3D. Por el contrario, para la impresión del resto de modelos se ha tenido que cambiar la boquilla de la impresora por boquillas de mayor diámetro. Además, a mayor diámetro de la boquilla mayor es el gasto de material en el mismo modelo. En el Cuadro 5.7 pueden verse comparadas estas características en los diferentes modelos tomando como referencia el Modelo 1.

	Modelo 1	Modelo 2	Modelo 3	Modelo 4
Tiempo	25 h 38 min	-56,05 %	-74,38 %	-70,50 %
Material	252 g	+20,64 %	+38,89 %	+38,89 %*

Cuadro 5.7: Comparación del tiempo y el material de impresión entre los modelos.

\*Nota: en el Modelo 4 la pintura del post-tratamiento no está contabilizada.

## Capítulo 6

# Presupuesto

En este capítulo se desarrolla la memoria económica de este trabajo, especificando de manera aproximada todos los gastos derivados del proyecto. Los gastos se desglosan en costes de personal, costes de materiales y herramientas utilizadas y costes de licencias de software. Finalmente se calculará un beneficio industrial de un 6 % del coste del proyecto.

Por parte del coste de personal, se ha tenido en cuenta que este trabajo se ha realizado por un Ingeniero Aeroespacial. El peso de este trabajo sobre el Grado en Ingeniería Aeroespacial es de 12 créditos ECTS lo que equivale a 300 horas de trabajo. También se ha contado con trabajo de supervisión por parte de los tutores de este trabajo y con la ayuda de técnicos de laboratorio. Se ha supuesto que el coste de estas horas de trabajo es un 40 % impuestos y un 60 % salario. En el Cuadro 6.1 se resumen los costes de personal asociados al proyecto. El total de estos costes asciende a 7.525 €.

Tipo	Cantidad	Coste unitario	Coste total
Ingeniero	300	22 €/hora	6562,5 €
Supervisión	30	26,5 €/hora	787,5 €
Técnico	10	17,5 €/hora	175 €

Cuadro 6.1: Costes de personal.

Por parte de las herramientas utilizadas es necesario calcular el valor de su uso por hora teniendo en cuenta su periodo de amortización. Hay que tener en cuenta también los costes energéticos y de materiales de un solo uso como los filamentos de las impresiones 3D. En el caso de algunas herramientas utilizadas como el escáner TX6 se calcula su coste como material alquilado. En el Cuadro 6.2 pueden verse detallados todos estos costes. En lo referente al túnel de viento el coste descrito incluye todos los equipos y herramientas utilizados en las mediciones como el tubo de pitot o la balanza de medición. Por parte de los costes energéticos se ha tenido en cuenta que el trabajo se ha realizado en su mayoría entre las 8:00 horas y las 21:00 horas del día. La cantidad de horas que aparecen en el Cuadro 6.2 incluye las horas de uso del túnel de viento, del equipo informático y de la impresora 3D y también se ha tenido en cuenta el gasto particular de vatios/hora de cada uno de ellos. Sumando todos los valores, el coste total de las herramientas es de 686,96 €.

Por último, en el Cuadro 6.3 pueden verse desglosados los costes derivados de las licencias

Tipo	Cantidad	Coste unitario	Coste total
Trimble TX6	1 día	600 €/día	600 €
Equipo informático	270 horas	1.200 €/(4 años)	18,5 €
Creality CR-10s	60 horas	400 €/(2 años)	2,74 €
PLA Bq	1,5 kg	17,98 €/kg	26,97
Varilla 6mm	4	1,15 €/ud	4,60 €
Varilla 5mm	4	1,75 €/ud	7 €
Adhesivo universal	1	5,95 €/ud	5,95 €
Túnel de viento	10 horas	70.000€/(15 años)	14,5 €
Pintura Dupli-Color	1/5	5 €/ud	1 €
Imprimación Montana	1/4	5 €/ud	1,25 €
Energía	330	0,14 €/kWh	4,45 €

Cuadro 6.2: Costes de herramientas.

de software utilizadas en este trabajo. Hay que tener en cuenta que alguno de los programas utilizados son de acceso gratuito. Sumando todos estos gastos, el coste total de las licencias en proporción a las horas utilizadas de cada una de ellas asciende a 14,69€.

Tipo	Cantidad	Coste unitario	Coste total
TRIMBLE REALWORKS	26 horas	1.800 €/año	5,34 €
LEICA CYCLONE	40 horas	1.840 €/año	8,4€
3DRESHAPER	3 horas	1.820 €/año	0,62 €
FUSION360	3 horas	60 €/mes	0,25 €
RHINO6	3 horas	495 €/(2 años)	0,08 €

Cuadro 6.3: Costes de licencias.

Los costes totales de este trabajo junto con un beneficio industrial del 6% pueden verse en el Cuadro 6.4.

Tipo	Cantidad
Coste de personal	7.525 €
Coste de herramientas	686,96 €
Coste de licencias	14,69 €
Coste total	8.226,65 €
Beneficio industrial	493,60 €

Cuadro 6.4: Costes totales del trabajo y beneficio industrial del mismo.

## Capítulo 7

# Conclusiones

A lo largo de este trabajo final de grado se han utilizado diversas herramientas aprendidas durante el grado en Ingeniería Aeroespacial tales como la estadística, el diseño CAD o el análisis aerodinámico, pero también nuevas herramientas aprendidas durante la realización del propio trabajo como el láser escáner. Los resultados obtenidos gracias a todas ellas, así como los problemas surgidos debido al mal uso o a la mala elección de las herramientas, permiten extraer una serie de conclusiones que se desarrollan a lo largo de este capítulo.

Este trabajo, tal y como se ha explicado en el Capítulo 1, tenía como objetivos realizar un levantamiento topográfico exitoso de un Mirage F1 para posteriormente y, tras la impresión del perfil alar obtenido del avión, hacer un análisis aerodinámico de la influencia de dos parámetros, que caracterizan a la técnica de impresión, en la resistencia aerodinámica: altura de capa y velocidad de impresión. A la vista de los resultados se puede considerar que el objetivo se ha alcanzado con éxito pero con matices, ya que alguno de los resultados obtenidos no han sido exitosos.

En lo que respecta al levantamiento topográfico, el trabajo de conversión de datos, registro de escaneos y «limpieza» de la nube de puntos unificada se ha realizado de manera correcta y con un resultado que cabe calificar como óptimo, ya que durante este proceso no han aparecido problemas y la nube de puntos del Mirage F1 no se ha corrompido en ningún momento. Sin embargo, al transformar esta nube de puntos a un modelo de malla se produjeron diversos errores que afectaban a su configuración espacial. Estos errores en el modelo pueden deberse a una mala elección de la posición de los estacionamientos, a una mala elección del instrumento láser escáner o a una mala elección del programa de conversión de la nube de puntos a modelo de malla. Los errores más graves son los que aparecieron tanto en el borde de ataque como en el borde de salida de las alas. Estas partes del Mirage F1 tienen muy poco espesor y la imprecisión de la nube de puntos ha generado dudas a la hora de elegir una sección del ala adecuada como perfil aerodinámico de estudio. Además, debido a la gran importancia aerodinámica que tiene la geometría del borde de ataque y del borde de fuga en un ala, toda modificación de la malla para reconfigurarla, modifica la información de origen, a lo que hay que añadir la ausencia de información teórica sobre el perfil aerodinámico del Mirage F1. En conclusión, este problema hace imposible conocer si el levantamiento topográfico realizado puede usarse para hacer análisis aerodinámicos verídicos. Sin embargo, a pesar de no conocer la exactitud del perfil obtenido, el análisis aerodinámico que se ha realizado ha sido comparativo entre los diferentes modelos y por tanto no se ve afectado por la incertidumbre

sobre el perfil.

A la hora de imprimir los modelos modificando los parámetros de altura de capa y velocidad de impresión, se demostró que la altura de capa tenía mayor influencia sobre la calidad superficial de las impresiones y sobre el tiempo de impresión. Por tanto se decidió centrar el estudio sobre este parámetro. Los Modelos 1, 2 y 3 se imprimieron con alturas de capa de 0.2 mm, 0.4 mm y 0.6 mm respectivamente. El Modelo 4 se imprimió con una altura de capa de 0.6 mm y se le realizó un post tratamiento de lijado y pintado.

Por parte del análisis aerodinámico, la primera conclusión que se obtiene es que ninguno de los experimentos realizados otorga información cuantitativa sobre la interacción de la resistencia aerodinámica con la altura de capa. El análisis de la fuerza de resistencia pretendía cuantificar la variación de dicha fuerza con la altura de capa. Con los medios disponibles para los análisis y bajo las condiciones de ángulo de ataque y número de Reynolds con las que se desarrollaron los experimentos, no se pueden evaluar de forma cuantitativa y significativa las diferencias entre los modelos, si las hubiera.

El segundo experimento realizado, el análisis con «gota de agua», tenía como objetivo crear una base de datos de tiempos de desplazamiento de una gota sobre cada modelo para, utilizando la estadística como herramienta de análisis, clarificar de manera cualitativa que modelo de estudio posee mayor fricción y, por tanto, mayor resistencia. Este experimento evaluaba dos distancias diferentes. En ambas distancias, existían diferencias estadísticamente significativas entre el Modelo 4 y el resto de modelos demostrando que el Modelo 4 posee menor fricción que el resto. Además, los datos de tiempos en este modelo estaban significativamente más concentrados que en el resto de modelos. No solo la fricción es menor en el Modelo 4 si no que la superficie es más homogénea a lo largo de la envergadura. En la distancia mayor, también existían diferencias estadísticamente significativas entre el Modelo 3 y los Modelos 1 y 2 siendo el Modelo 3 el que presentaba los tiempos más grandes. Sin embargo, estas diferencias pueden deberse a una mayor pérdida de masa en este modelo al retener más líquido en su superficie y, al ocurrir esto solo en esta distancia, no se puede concluir con seguridad que haya diferencias entre estos 3 modelos en este ensayo.

A raíz de los resultados del segundo experimento, el análisis de la estructura del flujo en el extradós, pretendía averiguar si existían diferencias en el comportamiento de la estela entre el Modelo 4 (con post tratamiento) y el Modelo 2 (sin post tratamiento). Con el mismo ángulo de ataque de  $6^\circ$  y el mismo número de Reynolds, la estela del Modelo 2 generaba burbujas de recirculación que no generaba la estela del Modelo 4. Además, a medida que se aumentaba tanto el ángulo de ataque como la velocidad, la estela del Modelo 2 se volvía turbulenta antes que la del Modelo 4.

De estos tres ensayos es posible concluir que, en las condiciones de análisis y con los medios disponibles, la influencia de un post tratamiento de las piezas es mayor que la de la altura de capa. El mejor modelo en cuanto a menor resistencia resultó ser el Modelo 4, un modelo con la peor calidad superficial de impresión pero con un post tratamiento muy básico de lijado y pintado. Además, este Modelo tardaba un 70,5 % menos de tiempo en fabricarse aunque gastando un 40 % más de material. Teniendo en cuenta que el tiempo de impresión es un factor muy importante en las impresiones 3D, la conclusión final de este trabajo es que, a la hora de hacer análisis experimentales en túneles de viento con impresiones 3D, realizar un post tratamiento a la pieza es más beneficioso para disminuir la resistencia aerodinámica. Además se obtiene el beneficio de disminuir considerablemente el tiempo de fabricación.

Para futuros trabajos, hay una serie de incógnitas que han quedado sin respuesta. Por parte del levantamiento industrial, sería interesante realizar un levantamiento con otra metodología o instrumentos para mejorar el modelo 3D obtenido. En cuanto al análisis experimental, sería interesante realizar un análisis cuantitativo con otras geometrías y otras condiciones que permitan visualizar las variaciones en la resistencia aerodinámica. En el análisis con «gota de agua» algunas de las distribuciones no se podían considerar como distribuciones normales, por tanto, sería interesante aumentar el número de medidas para solucionar este problema. En este trabajo no se ha podido comprobar si existen diferencias notables entre modelos con post tratamientos pero con diferentes alturas de capa. Además tampoco se ha podido ver la influencia de los distintos post tratamientos habituales en las impresiones 3D. En todos los modelos de impresión de este trabajo, el sentido de impresión era el mismo, yendo en la dirección de la cuerda. Sería interesante ver la influencia de la dirección de impresión en la resistencia de los cuerpos.



# Apéndice A

Plano del modelo experimental

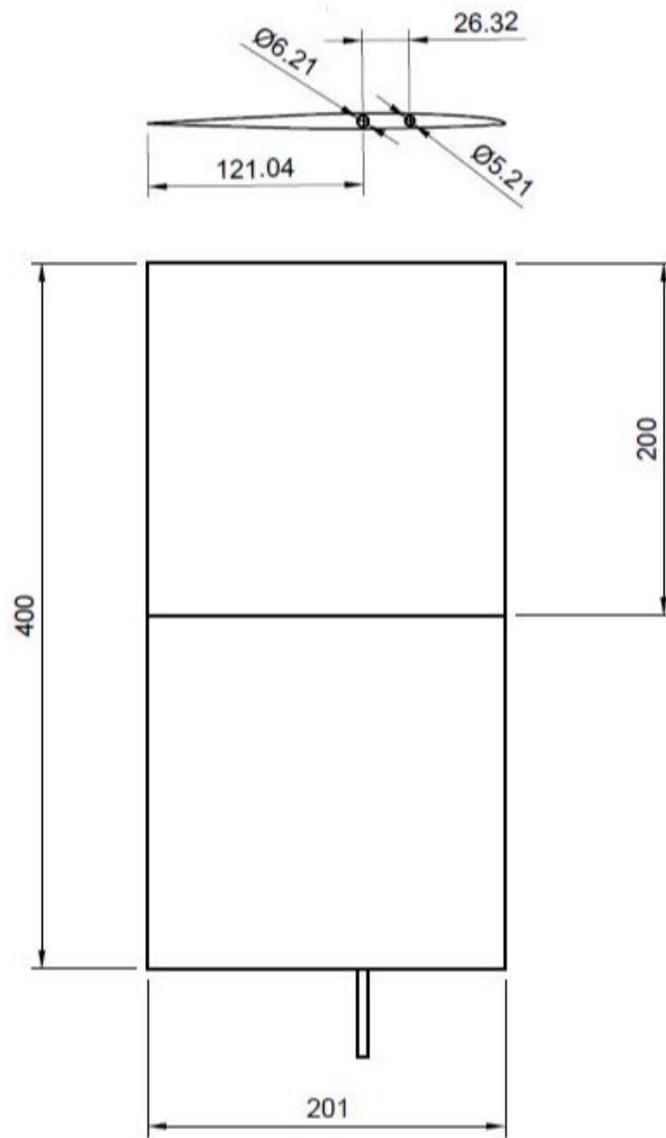


Figura A.1: Plano del modelo experimental (medidas en mm).



# Apéndice B

## Coordenadas del perfil experimental

Coordenadas del extradós:

$x$	$y$
1,000	0,000
0,952	0,003
0,899	0,006
0,837	0,010
0,782	0,013
0,723	0,016
0,645	0,019
0,596	0,022
0,560	0,024
0,514	0,025
0,484	0,026
0,419	0,027
0,345	0,028
0,295	0,027
0,252	0,026
0,210	0,025
0,165	0,023
0,132	0,021
0,103	0,019
0,071	0,017
0,044	0,014
0,037	0,013
0,033	0,012
0,025	0,010
0,021	0,009
0,013	0,007
0,010	0,006
0,008	0,005
0,006	0,004
0,002	0,002
0,001	0,001

Coordenadas del intradós:

$x$	$y$
0,000	0,000
0,001	-0,001
0,003	-0,002
0,007	-0,003
0,041	-0,003
0,046	-0,004
0,053	-0,005
0,067	-0,006
0,088	-0,007
0,124	-0,008
0,160	-0,009
0,191	-0,010
0,228	-0,011
0,265	-0,012
0,306	-0,013
0,351	-0,014
0,425	-0,015
0,514	-0,014
0,576	-0,013
0,627	-0,012
0,661	-0,011
0,684	-0,010
0,723	-0,009
0,767	-0,008
0,828	-0,007
0,875	-0,005
0,909	-0,004
0,941	-0,003
0,976	-0,002
1,000	0,000

# Apéndice C

Datos obtenidos en los ensayos con «gota de agua»

Modelo 1	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	3.66	8.50	-	4.84	-
Gota 2	3.51	6.38	83.70	2.87	80.19
Gota 3	3.51	10.72	-	7.21	-
Gota 4	3.28	7.20	18.60	3.92	15.32
Gota 5	3.79	-	-	-	-
Gota 6	3.36	8.00	-	4.64	-
Gota 7	3.66	-	-	-	-
Gota 8	3.74	9.06	78.70	5.33	74.97
Gota 9	3.57	6.48	35.1	2.91	31.53

Cuadro C.1: Tiempos del primer ensayo con el Modelo 1.

Modelo 1	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	21.07	37.70	79.70	16.63	58.63
Gota 2	20.59	25.90	83.70	5.31	63.11
Gota 3	20.23	27.80	72.40	7.57	52.17
Gota 4	20.37	23	34.50	2.63	14.13
Gota 5	20.16	29.00	25.50	8.84	5.34
Gota 6	20.07	37.30	79.80	17.24	59.74
Gota 7	19.85	23.60	61.90	3.75	42.05
Gota 8	20.40	-	-	-	-
Gota 9	19.88	22.40	35.50	2.52	15.62

Cuadro C.2: Tiempos del segundo ensayo con el Modelo 1.

Modelo 1	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	2.70	7.70	66.20	5.00	63.50
Gota 2	3.16	5.40	17.20	2.24	14.04
Gota 3	2.60	5.10	15.50	2.50	12.90
Gota 4	2.74	4.50	10.80	1.77	8.07
Gota 5	2.68	5.40	7.70	2.72	5.02
Gota 6	2.60	15.40	57.60	12.80	55.00
Gota 7	2.83	6.10	25.00	3.27	22.17
Gota 8	2.91	8.90	25.10	5.99	22.19
Gota 9	2.57	5.33	17.70	2.76	15.13

Cuadro C.3: Tiempos del tercer ensayo con el Modelo 1.

Modelo 2	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	6.16	13	36.6	6.84	30.44
Gota 2	6.18	17.3	-	11.13	-
Gota 3	6.15	9.6	34.8	3.45	28.65
Gota 4	6.14	14.4	18.7	8.26	12.56
Gota 5	6.15	9	10.7	2.85	4.55
Gota 6	6.16	9.1	15.6	2.94	9.44
Gota 7	6.14	9	45.3	2.86	39.16
Gota 8	6.18	10.4	-	4.22	-
Gota 9	6.19	18.4	-	12.21	-

Cuadro C.4: Tiempos del primer ensayo con el Modelo 2.

Modelo 2	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	4.4	15.8	68.5	11.4	64.1
Gota 2	4.2	18	46.2	13.8	42
Gota 3	4.3	12	30.4	7.7	26.1
Gota 4	4.3	9.2	30.5	4.9	26.2
Gota 5	4.33	6.3	7.1	1.97	2.77
Gota 6	4.35	9	-	4.65	-
Gota 7	4.4	7.8	63.2	3.4	58.8
Gota 8	4.31	49.1	-	44.79	-
Gota 9	4.28	9.6	-	5.32	-

Cuadro C.5: Tiempos del segundo ensayo con el Modelo 2.

Modelo 2	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	9.75	25	-	15.25	-
Gota 2	9.9	13.45	45	3.55	35.1
Gota 3	9.95	12.6	18	2.65	8.05
Gota 4	9.8	13.5	17.6	3.7	7.8
Gota 5	9.9	11.9	19.5	2	9.6
Gota 6	9.76	12.2	27.1	2.44	17.34
Gota 7	9.95	13.15	48.5	3.2	38.55
Gota 8	10	13.5	-	3.5	-
Gota 9	9.84	16.4	-	6.56	-

Cuadro C.6: Tiempos del tercer ensayo con el Modelo 2.

Modelo 3	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	3.12	6.4	-	3.28	-
Gota 2	3.15	6.7	-	3.55	-
Gota 3	3	5.1	-	2.1	-
Gota 4	3.27	5.3	62.35	2.03	59.08
Gota 5	2.9	5.55	8.05	2.65	5.15
Gota 6	3.25	7.2	20.5	3.95	17.25
Gota 7	3.1	5.95	142.5	2.85	139.4
Gota 8	3.13	5.7	21	2.57	17.87
Gota 9	3.15	6.15	-	3	-

Cuadro C.7: Tiempos del primer ensayo con el Modelo 3.

Modelo 3	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	3.32	22.7	89.3	19.38	85.98
Gota 2	3.15	7.9	30.95	4.75	27.8
Gota 3	3.3	5.78	6.45	2.48	3.15
Gota 4	3	4.35	5.05	1.35	2.05
Gota 5	3.2	10.4	41.73	7.2	38.53
Gota 6	2.9	9.37	100.1	6.47	97.2
Gota 7	2.8	10.3	-	7.5	-
Gota 8	3.4	6.17	-	2.77	-
Gota 9	3.15	6.4	-	3.25	-

Cuadro C.8: Tiempos del segundo ensayo con el Modelo 3.

Modelo 3	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	17.7	39.2	-	21.5	-
Gota 2	17.6	27.6	-	10	-
Gota 3	17.65	25	69.05	7.35	51.4
Gota 4	17.67	21.95	23.77	4.28	6.1
Gota 5	18	30.6	-	12.6	-
Gota 6	17.87	25.5	79.15	7.63	61.28
Gota 7	17.75	26.05	145.7	8.3	127.95
Gota 8	17.95	26.2	111	8.25	93.05
Gota 9	17.9	26.46	68.6	8.56	50.7

Cuadro C.9: Tiempos del tercer ensayo con el Modelo 3.

Modelo 4	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	2.07	3.58	4.03	1.51	1.96
Gota 2	2.05	3.25	5.25	1.2	3.2
Gota 3	2.07	3.9	7.43	1.83	5.36
Gota 4	2.04	3.28	5.88	1.24	3.84
Gota 5	2.03	3.75	5.46	1.72	3.43
Gota 6	2.16	3.86	6.7	1.7	4.54
Gota 7	2.05	3.46	5.6	1.41	3.55
Gota 8	2.03	3.36	5.26	1.33	3.23
Gota 9	1.96	3.13	3.67	1.17	1.71

Cuadro C.10: Tiempos del primer ensayo con el Modelo 4.

Modelo 4	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	6.44	8.66	10.9	2.22	4.46
Gota 2	6.42	8.03	14.66	1.61	8.24
Gota 3	6.55	9.56	-	3.01	-
Gota 4	6.48	8.2	14.23	1.72	7.75
Gota 5	6.42	9.3	20.7	2.88	14.28
Gota 6	6.45	8.55	15.3	2.1	8.85
Gota 7	6.46	8.58	12.03	2.12	5.57
Gota 8	6.38	8.2	12.06	1.82	5.68
Gota 9	6.35	7.06	7.48	0.71	1.13

Cuadro C.11: Tiempos del segundo ensayo con el Modelo 4.

Modelo 4	$x = 0$	$x = 4,5cm$	$x = 9cm$	T1	T2
Gota 1	3.43	5.6	12.46	2.17	9.03
Gota 2	3.56	5.4	62.6	1.84	59.04
Gota 3	3.47	5.37	10.26	1.9	6.79
Gota 4	3.58	5.9	-	2.32	-
Gota 5	3.52	11.6	-	8.08	-
Gota 6	3.56	6.6	-	3.04	-
Gota 7	3.42	5.32	17.7	1.9	14.28
Gota 8	3.36	4.96	8.66	1.6	5.3
Gota 9	3.35	4.8	5.4	1.45	2.05

Cuadro C.12: Tiempos del tercer ensayo con el Modelo 4.

# Bibliografía

- [1] *Apuntes GIA (UPV) - Estadística. Tema 8, ANOVA.*
- [2] *Apuntes GIA (UPV) - Mecánica de Vuelo. Unidad 1, Tema 3.*
- [3] *3DReshaper Version 2016MR1 – Beginner’s Guide*, 2016.
- [4] *Trimble TX6. Hoja de Datos*, 2016.
- [5] COSTA, D. J. A. V. Proceso de manufactura con tecnología 3d. *CTSCafe* (2019).
- [6] GUAMANTARIO, W. P. C. Influencia de los parámetros de relleno en el comportamiento mecánico a la flexión de piezas fabricadas en impresoras 3d de bajo coste, 2014.
- [7] JOHN D. ANDERSON, J. *Fundamentals of Aerodynamics*. Suzanne Jeans, 2007.
- [8] JOSÉ MESEGUER RUIZ, S. A. *Aerodinámica Básica*. IBERGARCETA PUBLICACIONES, S.L., 2010.
- [9] PAGÁN, G. R. Caracterización y puesta en marcha de un túnel de viento subsónico.
- [10] PRIEGO DE LOS SANTOS, J. E. *Topografía. Instrumentación y observaciones topográficas*. Editorial Universitat Politècnica de València, 2015.
- [11] RONALD E. WALPOLE, RAYMOND H. MYERS, S. L. M. *Probabilidad y estadística para ingeniería y ciencias*. PEARSON EDUCACIÓN, 2012, ch. 1.
- [12] UNE. *ISO/ASTM 52900-2015*, 2017.
- [13] VILA, M. L. C. Estudio y calibración de un túnel de viento cerrado con aplicaciones docentes y de investigación.