



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

## Grado en Ingeniería Aeroespacial

Trabajo de Fin de Grado (11982)

---

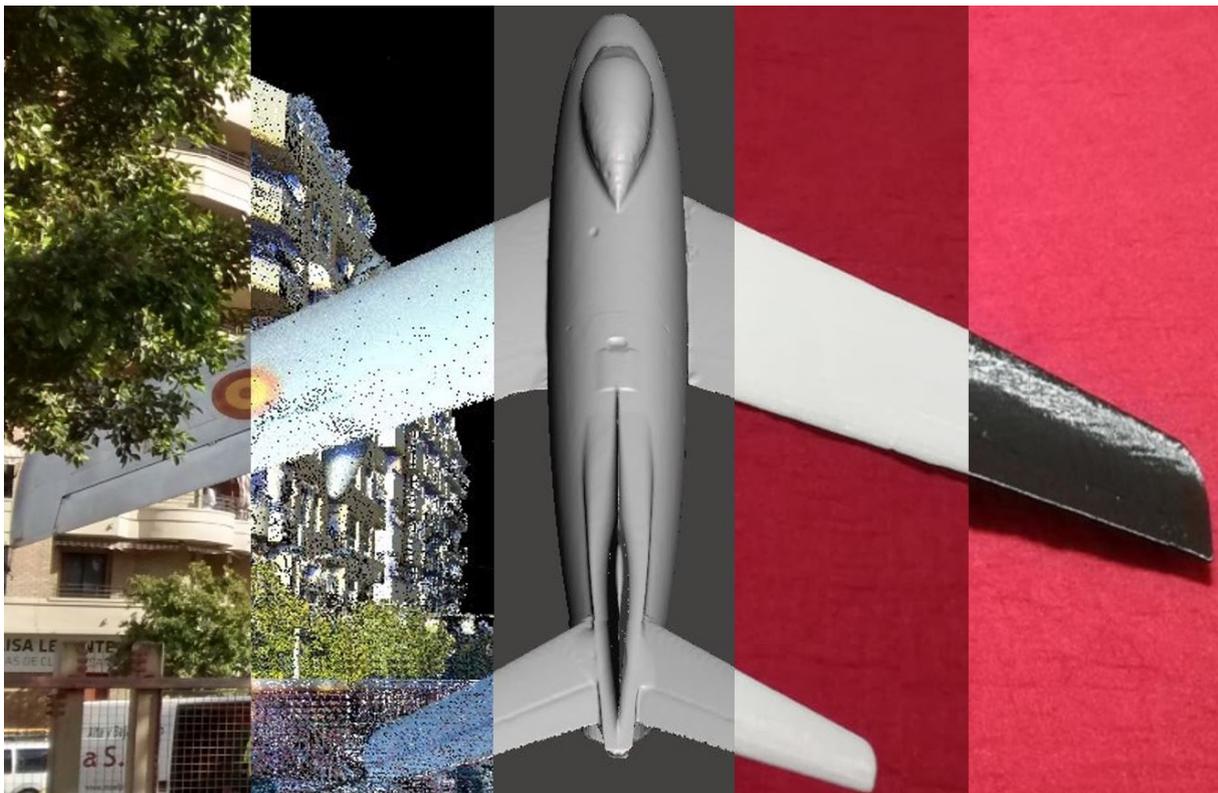
# Modelado 3D de un avión F-86F Sabre

---

Autor: Raúl Aguilar López

Tutor: Dr. José Enrique Priego de los Santos

Curso 2018 - 2019





---

# Agradecimientos

Me gustaría dedicar este trabajo a:

Mi familia por todo el apoyo recibido durante estos largos años de estudio, cansancio y suplicio que llegan a su fin, por ahora.

Enrique Priego por acceder a tutorizar este trabajo, permitiéndome descubrir una tecnología que desconocía y aplicarla sobre un símbolo de mi infancia como es la aeronave del *Parque del Avión*.

Marco de Rossi por su interés en este proyecto, su inestimable ayuda en el campo del modelado y la impresión 3D y sus acertadas sugerencias en el desarrollo del mismo.

Los *MTFKS* por su amistad y compañía todos estos años, compartiendo momentos que ayudaban a sobrellevar las épocas de tanto esfuerzo y trabajo.

Los *OGW* por su amistad y compañerismo, tanto dentro como fuera de la UPV, a la hora de enfrentarnos y superar las dificultades que surgían en todas y cada una de las asignaturas de este grado.

A todos vosotros, muchas gracias.



---

# Resumen

El objetivo de este TFG es obtener un modelo 3D de la aeronave Sabre C.5-101 (F86F-40), situada en el Parque del Oeste de Valencia, que sirvió con el Ejército del Aire desde octubre de 1958 hasta 1972.

El North American F-86 Sabre fue el primer caza a reacción que entró en servicio en la base aérea de Manises, utilizado por fuerzas aéreas de más de 30 países.

Las nuevas técnicas de alta definición topográfica para con sistemas láser-escáner permiten obtener con detalle el prototipo de la aeronave, para la realización de posteriores estudios de ingeniería inversa de la geometría y configuración de la misma.

Palabras clave: F-86F Sabre, Levantamiento Topográfico, Modelado 3D, Mallado 3D, Ingeniería Inversa, Impresión 3D, Aerodinámica Externa



---

# Resum

L'objectiu d'aquest TFG és obtenir un model 3D de l'aeronau Sabre C.5-101 (F86F-40), situada al Parc de l'Oest de València, que va servir amb l'Exèrcit de l'Aire des d'octubre de 1958 fins a 1972.

El North American F-86 Sabre va ser el primer caça a reacció que va entrar en servei en la base aèria de Manises, utilitzat per forces aèries de més de 30 països.

Les noves tècniques d'alta definició topogràfica envers sistemes làser-escàner permeten obtenir amb detall el prototip de l'aeronau, per a la realització de posteriors estudis d'enginyeria inversa de la geometria i configuració d'aquesta.

Paraules clau: F-86F Sabre, Aixecament Topogràfic, Modelatge 3D, Mallado 3D, Enginyeria Inversa, Impressió 3D, Aerodinàmica Externa



---

# Abstract

The objective of this TFG is to obtain a 3D model of the aircraft Sabre C.5-101 (F86F-40), located in the Parque del Oeste of Valencia, which served with the Air Force from October 1958 to 1972.

The North American F-86 Sabre was the first jet fighter that entered service at the Manises air base, used by air forces from more than 30 countries.

The new high-definition topographic techniques for laser-scanner systems allow to obtain in detail the prototype of the aircraft, for the realization of later studies of reverse engineering of the geometry and configuration thereof.

Keywords: F-86F Sabre, Topographic Survey, 3D Modeling, 3D Meshing, Reverse Engineering, 3D Print, External Aerodynamics



---

# Índice general

Índice de figuras	XIII
Índice de tablas	XXIII
Nomenclatura	XXV
1 Introducción	1
2 Objetivos y estructura del trabajo	3
3 Descripción del F-86F-40-NA Sabre	5
4 Levantamiento 3D	11
4.1 Sistema Láser-Escáner	11
4.1.1 Trimble TX6	15
4.2 Materiales de trabajo	19
4.3 Escaneado del F-86F Sabre	20
4.4 Procesado de las nubes de puntos	21
4.4.1 Uniones	22
4.4.2 Limpieza	29
4.5 Comprobación de medidas	46
4.5.1 Estudio de precisión	46
4.5.2 Comprobación del alcance	57

## ÍNDICE GENERAL

---

5 Modelación 3D	59
5.1 Malla de la aeronave . . . . .	59
5.2 Malla del soporte . . . . .	74
5.3 Malla del conducto. . . . .	77
6 Impresión 3D	79
6.1 Modelo de prueba . . . . .	80
6.2 Modelo final . . . . .	82
7 Análisis aerodinámico	87
7.1 Obtención de los perfiles . . . . .	87
7.2 Análisis de los perfiles . . . . .	98
8 Presupuesto	123
9 Conclusiones	127
A Estacionamientos en <i>Trimble RealWorks</i>	129
B Estacionamientos en <i>Leica Cyclone</i>	137
C Exposición de los resultados	151
Bibliografía	156

---

# Índice de figuras

Índice general	XI
3.1. North American F-86 Sabre y Mikoyan-Gurevich MiG-15 . . . . .	5
3.2. Plano en 3 vistas del F-86F Sabre . . . . .	6
3.3. Evolución del ala de los modelos de F-86F Sabre . . . . .	7
3.4. F-86F Sabre expuesto en la entrada del Ala 11 de Manises . . . . .	8
3.5. Plano Aéreo del Parque del Oeste de Valencia y localización del F-86F Sabre . . . . .	8
3.6. Vista de la planta de la aeronave en el Parque del Oeste . . . . .	9
3.7. Distintivos del F-86F del Parque del Oeste . . . . .	9
3.8. Vista lateral de la aeronave en el Parque del Oeste . . . . .	10
3.9. Vista frontal de la admisión del F-86F Sabre . . . . .	10
4.1. Esquema de medición por tiempo de vuelo [7] . . . . .	12
4.2. Sistema de movimiento y emisión del haz de láser en un Scanstation C10	12
4.3. Quilla visualizada en la realidad y en el modo de intensidad [7] . . . . .	13
4.4. Mirage F1 visualizado en la realidad y en el modo RGB [7] . . . . .	14
4.5. Dispositivo de láser-escáner Trimble TX6 . . . . .	15
4.6. Maleta de transporte del Trimble TX6 y sus accesorios . . . . .	16
4.7. Niveles de escaneado que posee el dispositivo Trimble TX6 . . . . .	16

## ÍNDICE DE FIGURAS

---

4.8. Pantalla táctil del dispositivo Trimble TX6 . . . . .	17
4.9. Sistema de nivelación del dispositivo Trimble TX6 . . . . .	18
4.10. Trimble TX6 y dianas estacionadas en el Parque del Oeste . . . . .	19
4.11. Esquema de la posición de los estacionamientos y las dianas . . . . .	19
4.12. Primer escaneado del dispositivo Trimble TX6 . . . . .	20
4.13. Desplazamiento del láser-escáner de un estacionamiento a otro . . . . .	20
4.14. Extensiones utilizadas por los distintos programas de procesado de puntos	21
4.15. Archivos con extensión <i>.ptx</i> importados a <i>Cyclone</i> . . . . .	21
4.16. Visualización del primer estacionamiento en <i>Cyclone</i> . . . . .	22
4.17. Entorno de unión entre los estacionamientos 1 ( <i>izq.</i> ) y 2 ( <i>der.</i> ) . . . . .	22
4.18. Información de la unión creada entre los estacionamientos 1 y 2 . . . . .	23
4.19. Diagnóstico de la unión entre el primer y segundo estacionamiento . . . . .	24
4.20. Histograma del error del vector con escala lineal . . . . .	25
4.21. Visualización del conjunto de las uniones de 1 y 2 con 2 y 3 . . . . .	25
4.22. Error de las 11 uniones creadas . . . . .	26
4.23. Visualización de las 11 uniones creadas . . . . .	27
4.24. Creación de las uniones restantes (lista no completa) . . . . .	27
4.25. Visualización de todas las uniones creadas . . . . .	28
4.26. Conjunto de ModelSpaces creados . . . . .	29
4.27. Ejemplos de problemas del escaneado en un ámbito público . . . . .	29
4.28. Nube de puntos completa en bruto . . . . .	30
4.29. Limpieza de los edificios frente al parque . . . . .	30
4.30. Limpieza de la zona izquierda del parque . . . . .	31
4.31. Limpieza de la zona derecha del parque . . . . .	31
4.32. Limpieza de la zona del fondo del parque . . . . .	32
4.33. Limpieza de los árboles de detrás de la aeronave . . . . .	32

4.34. Limpieza de los árboles a la derecha de la aeronave . . . . .	32
4.35. Limpieza de los árboles a la izquierda de la aeronave . . . . .	33
4.36. Limpieza de la reja del parque . . . . .	33
4.37. Limpieza del suelo del parque . . . . .	34
4.38. Limpieza de la valla alrededor de la aeronave . . . . .	35
4.39. Limpieza del soporte que sostiene a la aeronave . . . . .	35
4.40. Unión de la aeronave con soporte (CS) . . . . .	36
4.41. Unión de la aeronave sin soporte (SS) . . . . .	36
4.42. Cambio del SR en la nube con soporte . . . . .	37
4.43. Cambio del SR en la nube sin soporte . . . . .	38
4.44. Sistema de Ejes Cuerpo: X ( <i>Roll</i> ), Y( <i>Pitch</i> ), Z( <i>Yaw</i> ) . . . . .	38
4.45. Limpieza final de la nube con soporte . . . . .	39
4.46. Limpieza final de la nube sin soporte . . . . .	39
4.47. Limpieza de las palomas de la nube con soporte . . . . .	40
4.48. Limpieza de las palomas de la nube sin soporte . . . . .	40
4.49. Nube de puntos final de la aeronave con soporte . . . . .	41
4.50. Nube de puntos final de la aeronave sin soporte . . . . .	41
4.51. Conjunto de las 12 nubes de puntos unidas . . . . .	42
4.52. Visualización final de la aeronave con soporte . . . . .	43
4.53. Visualización final de la aeronave sin soporte . . . . .	44
4.54. Detalles de las nubes de puntos finales . . . . .	45
4.55. Medida de la envergadura del F-86F Sabre, $b = 11,917m$ . . . . .	47
4.56. Medida de la longitud del F-86F Sabre, $L = 11,464m$ . . . . .	47
4.57. Medida de la cuerda en la punta del ala, $c_{tw} = 1,576m$ . . . . .	48
4.58. Medida de la cuerda en el encastre del ala, $c_{rw} = 3,087m$ . . . . .	48
4.59. Medida de la longitud de un ala, $l_w = 5,182m$ . . . . .	49

## ÍNDICE DE FIGURAS

---

4.60. Medida del ángulo del ala respecto de X, $\Theta_{0w} = 52,246^\circ$ . . . . .	49
4.61. Medida de la cuerda en la punta del estabilizador horizontal, $c_{th} = 0,515m$ . . . . .	50
4.62. Medida de la cuerda en el encastre del estabilizador horizontal, $c_{rh} = 1,029m$ . . . . .	50
4.63. Medida de la longitud de un estabilizador horizontal, $l_h = 1,934m$ . . . . .	51
4.64. Medida del ángulo del estabilizador horizontal respecto de X, $\Theta_{0h} = 52,321^\circ$ . . . . .	51
4.65. Medida de la cuerda en la punta del estabilizador vertical, $c_{tv} = 0,704m$	52
4.66. Medida de la cuerda en el encastre del estabilizador vertical, $c_{rv} = 1,697m$ . . . . .	52
4.67. Medida de la longitud del estabilizador vertical, $l_v = 2,001m$ . . . . .	52
4.68. Medida del ángulo del estabilizador vertical con X, $\Theta_{0v} = 43,914^\circ$ . . . . .	53
4.69. Medida del diámetro del fuselaje, $D = 1,515m$ . . . . .	55
4.70. Demostración del alcance de 120 metros del láser-escáner ( <i>Dato: 119,594m</i> )	57
5.1. Nube de puntos del F-86F Sabre en <i>3DReshaper</i> . . . . .	60
5.2. Primera malla creada mediante <i>3DReshaper</i> . . . . .	60
5.3. Primer refinado de la malla . . . . .	61
5.4. Comparación entre la malla en bruto y el primer refinado . . . . .	61
5.5. Segundo refinado de la malla . . . . .	62
5.6. Llenado de los orificios de la malla . . . . .	62
5.7. Errores no corregibles por el llenado de orificios . . . . .	63
5.8. Segunda malla creada mediante <i>3DReshaper</i> . . . . .	64
5.9. Detalles de la nube de puntos comparados con la segunda malla . . . . .	64
5.10. Tercera malla creada mediante <i>3DReshaper</i> . . . . .	65
5.11. Cuarta malla creada mediante <i>3DReshaper</i> . . . . .	66
5.12. Quinta malla creada mediante <i>3DReshaper</i> . . . . .	66

5.13. Sexta malla creada mediante <i>3DReshaper</i> . . . . .	67
5.14. Detalles de la nube de puntos comparados con la sexta malla . . . . .	68
5.15. Séptima malla creada mediante <i>3DReshaper</i> . . . . .	68
5.16. Primer refinado de la séptima malla . . . . .	69
5.17. Segundo refinado de la séptima malla . . . . .	69
5.18. Detalles de la última malla tras su segundo refinado . . . . .	70
5.19. Malla importada a <i>Meshmixer</i> . . . . .	71
5.20. Aplicación de la herramienta para voltear superficies . . . . .	71
5.21. Aplicación de la herramienta para unir superficies . . . . .	72
5.22. Pequeños errores en la malla detectados por <i>Meshmixer</i> . . . . .	72
5.23. Malla final del F-86F Sabre . . . . .	73
5.24. Nube de puntos del F-86F Sabre con el soporte en <i>3DReshaper</i> . . . . .	74
5.25. Malla del F-86F Sabre en conjunto con su soporte real . . . . .	74
5.26. Primer refinado de la malla del avión con soporte . . . . .	75
5.27. Segundo refinado de la malla del avión con soporte . . . . .	75
5.28. Malla de la aeronave con soporte en <i>Fusion 360</i> . . . . .	76
5.29. Creación del soporte mediante sketches de <i>Fusion 360</i> . . . . .	76
5.30. Creación del conducto mediante sketches de <i>Fusion 360</i> . . . . .	77
5.31. Malla final del F-86F Sabre con orificio para el paso del aire . . . . .	78
6.1. Original Prusa I3 MK3S 3D Printer y PLA Antracite . . . . .	79
6.2. Piezas separadas de la malla de la impresión de prueba . . . . .	80
6.3. Impresión de la primera prueba . . . . .	80
6.4. Detalles del modelo de prueba del F-86F Sabre . . . . .	81
6.5. Modelo de la prueba de impresión del F-86F Sabre . . . . .	81
6.6. Malla final con el orificio separada . . . . .	82

## ÍNDICE DE FIGURAS

---

6.7. Visualización de la impresión de una de las piezas en <i>Cura Ultimaker</i> . . . . .	82
6.8. Conjunto de piezas del modelo final . . . . .	82
6.9. Modelo final del F-86F Sabre . . . . .	83
6.10. Detalles del modelo final del F-86F Sabre . . . . .	83
6.11. Diseño y resultado final del soporte del modelo . . . . .	84
6.12. Diseño y resultado final de la base del modelo . . . . .	84
6.13. Unión de la base con el soporte del modelo . . . . .	85
6.14. Modelo final de impresión del F-86F Sabre junto con su soporte y su base . . . . .	85
7.1. Malla final del F-86F Sabre importada en <i>Fusion 360</i> . . . . .	88
7.2. Malla seccionada por el encastre del ala . . . . .	89
7.3. Perfil aerodinámico del encastre del ala . . . . .	89
7.4. Malla seccionada por el encastre del estabilizador horizontal . . . . .	90
7.5. Perfil aerodinámico del encastre del estabilizador horizontal . . . . .	90
7.6. Malla seccionada por el encastre del estabilizador vertical . . . . .	91
7.7. Perfil aerodinámico del encastre del estabilizador vertical . . . . .	91
7.8. Algoritmo de Grasshopper para discretizar curvas . . . . .	92
7.9. Perfil del ala definido con <i>splines</i> . . . . .	93
7.10. Perfil del ala definido con puntos . . . . .	93
7.11. Perfil del estabilizador horizontal definido con <i>splines</i> . . . . .	94
7.12. Perfil del estabilizador horizontal definido con puntos . . . . .	94
7.13. Perfil del estabilizador horizontal definido con <i>splines</i> . . . . .	94
7.14. Perfil del estabilizador horizontal definido con puntos . . . . .	94
7.15. Perfil del ala antes y después del procesado . . . . .	95
7.16. Perfil del estabilizador horizontal antes y después del procesado . . . . .	96
7.17. Perfil del estabilizador vertical antes y después del procesado . . . . .	97

7.18. Perfiles importados al entorno del programa <i>XFLR5</i> . . . . .	98
7.19. Perfil del ala importado al entorno del programa <i>XFLR5</i> . . . . .	98
7.20. Perfil del estabilizador horizontal importado al entorno del programa <i>XFLR5</i> . . . . .	98
7.21. Perfil del estabilizador vertical importado al entorno del programa <i>XFLR5</i>	98
7.22. Perfil del ala refinado . . . . .	99
7.23. Perfil del estabilizador horizontal refinado . . . . .	99
7.24. Perfil del estabilizador vertical refinado . . . . .	99
7.25. Menú de la opción <i>Define An Analysis</i> . . . . .	100
7.26. Menú de la opción <i>Batch Analysis</i> . . . . .	101
7.27. Leyenda de curvas del perfil del ala $Re = 100.000/110.000/120.000$	103
7.28. Curva de la polar del perfil del ala . . . . .	103
7.29. Curva de $c_L$ frente a $\alpha$ del perfil del ala . . . . .	104
7.30. Distribución del $c_P$ sobre el perfil del ala con $\alpha = -4^\circ$ y $Re = 100.000$ $c_L = -0,622$ . . . . .	105
7.31. Distribución del $c_P$ sobre el perfil del ala con $\alpha = 0^\circ$ y $Re = 100.000$ $c_L = -0,057$ . . . . .	106
7.32. Distribución del $c_P$ sobre el perfil del ala con $\alpha = 4^\circ$ y $Re = 100.000$ $c_L = 0,589$ . . . . .	107
7.33. Leyenda de curvas del perfil del est. hor. $Re = 100.000/110.000/120.000$	108
7.34. Curva de la polar del perfil del estabilizador horizontal . . . . .	108
7.35. Curva de $c_L$ frente a $\alpha$ del perfil del estabilizador horizontal . . . . .	109
7.36. Distribución del $c_P$ sobre el perfil del est. hor. con $\alpha = -4^\circ$ y $Re =$ $100.000$ $c_L = -0,597$ . . . . .	110
7.37. Distribución del $c_P$ sobre el perfil del est. hor. con $\alpha = 0^\circ$ y $Re =$ $100.000$ $c_L = 0,094$ . . . . .	111
7.38. Distribución del $c_P$ sobre el perfil del est. hor. con $\alpha = 4^\circ$ y $Re =$ $100.000$ $c_L = 0,617$ . . . . .	112
7.39. Leyenda de curvas del perfil del est. ver. $Re = 100.000/110.000/120.000$	113

## ÍNDICE DE FIGURAS

---

7.40. Curva de la polar del perfil del estabilizador vertical . . . . .	113
7.41. Curva de $c_L$ frente a $\alpha$ del perfil del estabilizador vertical . . . . .	114
7.42. Distribución del $c_P$ sobre el perfil del est. ver. con $\alpha = 1^\circ$ y $Re = 100.000$ $c_L = 0,253$ . . . . .	115
7.43. Distribución del $c_P$ sobre el perfil del est. ver. con $\alpha = 3^\circ$ y $Re = 100.000$ $c_L = 0,591$ . . . . .	116
7.44. Distribución del $c_P$ sobre el perfil del est. ver. con $\alpha = 5^\circ$ y $Re = 100.000$ $c_L = 0,840$ . . . . .	117
7.45. Distribuciones del $c_P$ sobre el perfil del ala en todo el rango de $\alpha$ y $Re$	118
7.46. Distribuciones del $c_P$ sobre el perfil del est. hor. en todo el rango de $\alpha$ y $Re$ . . . . .	119
7.47. Distribuciones del $c_P$ sobre el perfil del est. ver. en todo el rango de $\alpha$ y $Re$ . . . . .	120
A.1. Estacionamiento 1 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	130
A.2. Estacionamiento 2 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	130
A.3. Estacionamiento 3 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	131
A.4. Estacionamiento 4 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	131
A.5. Estacionamiento 5 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	132
A.6. Estacionamiento 6 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	132
A.7. Estacionamiento 7 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	133
A.8. Estacionamiento 8 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	133
A.9. Estacionamiento 9 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	134
A.10. Estacionamiento 10 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	134
A.11. Estacionamiento 11 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	135
A.12. Estacionamiento 12 visualizado en <i>Trimble RealWorks</i> . . . . .	135
B.1. Estacionamiento 1 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	138
B.2. Detalle del Estacionamiento 1 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	138

B.3. Estacionamiento 2 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	139
B.4. Detalle del Estacionamiento 2 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	139
B.5. Estacionamiento 3 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	140
B.6. Detalle del Estacionamiento 3 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	140
B.7. Estacionamiento 4 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	141
B.8. Detalle del Estacionamiento 4 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	141
B.9. Estacionamiento 5 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	142
B.10. Detalle del Estacionamiento 5 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	142
B.11. Estacionamiento 6 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	143
B.12. Detalle del Estacionamiento 6 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	143
B.13. Estacionamiento 7 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	144
B.14. Detalle del Estacionamiento 7 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	144
B.15. Estacionamiento 8 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	145
B.16. Detalle del Estacionamiento 8 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	145
B.17. Estacionamiento 9 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	146
B.18. Detalle del Estacionamiento 9 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	146
B.19. Estacionamiento 10 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	147
B.20. Detalle del Estacionamiento 10 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	147
B.21. Estacionamiento 11 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	148
B.22. Detalle del Estacionamiento 11 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	148
B.23. Estacionamiento 12 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	149
B.24. Detalle del Estacionamiento 12 visualizado en <i>Leica Cyclone</i> . . . . .	149
C.1. Fotografía del F-86F Sabre en el Parque del Oeste . . . . .	151
C.2. Fotografía del F-86F Sabre en la nube de puntos completa . . . . .	152
C.3. Fotografía del F-86F Sabre en el modelado final de la malla 3D . . . . .	152

## ÍNDICE DE FIGURAS

---

- C.4. Fotografía del F-86F Sabre en la primera impresión de prueba . . . . . 153
- C.5. Fotografía del F-86F Sabre en la impresión final de la aeronave completa153

---

# Índice de tablas

Índice general	XI
4.1. Medidas reales del F-86F-40-NA Sabre . . . . .	46
4.2. Medidas en <i>Cyclone</i> del F-86F-40-NA Sabre . . . . .	54
4.3. Porcentajes de error entre las medidas reales y las tomadas en <i>Cyclone</i>	55
4.4. Porcentajes de error finales entre las medidas reales y las tomadas en <i>Cyclone</i> . . . . .	56
8.1. Presupuesto del sueldo del Ingeniero encargado del proyecto . . . . .	123
8.2. Presupuesto de los gastos referentes al proceso de escaneado . . . . .	124
8.3. Presupuesto de los gastos informáticos del proyecto . . . . .	124
8.4. Presupuesto de la impresora Original Prusa I3 MK35 3D Printer [13] .	125
8.5. Presupuesto de la energía consumida con las impresiones . . . . .	125
8.6. Presupuesto del gasto del material utilizado en las impresiones . . . . .	126
8.7. Presupuesto del gasto que ha supuesto la impresión completa . . . . .	126
8.8. Presupuesto del gasto total del proyecto al completo . . . . .	126
C.1. Coordenadas adimensionalizadas del perfil del ala . . . . .	154
C.2. Coordenadas adimensionalizadas del perfil del estabilizador horizontal	155
C.3. Coordenadas adimensionalizadas del perfil del estabilizador vertical . .	156



---

# Nomenclatura

$\alpha$	Ángulo de ataque de un perfil aerodinámico en ° (grados)
$A_0$	Flecha en el borde de ataque de una de las superficies sustentadoras del F-86F Sabre en ° (grados)
$\mu$	Viscosidad dinámica del aire en $\frac{kg}{m \cdot s}$
$\nu$	Viscosidad cinemática del aire en $\frac{m^2}{s}$
$\rho$	Densidad del aire en $\frac{kg}{m^3}$
$\Theta_0$	Ángulo complementario de la flecha en el borde de ataque de una de las superficies sustentadoras del F-86F Sabre en ° (grados)
$b$	Envergadura del F-86F Sabre en $m$
$c_D$	Coefficiente de <i>Drag</i> de un perfil aerodinámico
$c_L$	Coefficiente de <i>Lift</i> de un perfil aerodinámico
$c_M$	Coefficiente de momento de un perfil aerodinámico
$c_P$	Coefficiente de presiones de un perfil aerodinámico
$c_r$	Cuerda en el encastre de una de las superficies sustentadoras del F-86F Sabre en $m$
$c_t$	Cuerda en la punta de una de las superficies sustentadoras del F-86F Sabre en $m$
$D$	Diámetro del fuselaje del F-86F Sabre en $m$
<i>Downforce</i>	Fuerza de sustentación negativa en $N$
<i>Drag</i>	Fuerza de resistencia en $N$
$H$	Altura del F-86F Sabre en $m$

## NOMENCLATURA

---

$h$	Referencia de una variable con respecto al estabilizador horizontal del F-86F Sabre
$L$	Longitud del F-86F Sabre en $m$
$l$	Longitud de una de las superficies sustentadoras del F-86F Sabre en $m$
$Lift$	Fuerza de sustentación en $N$
$S$	Superficie sustentadora del F-86F Sabre en $m^2$
$S_m$	Superficie sustentadora mojada del F-86F Sabre en $m^2$
$v$	Referencia de una variable con respecto al estabilizador vertical del F-86F Sabre
$w$	Referencia de una variable con respecto al ala ( <i>wing</i> ) del F-86F Sabre
<i>3DReshaper</i>	Programa de generación de mallas a partir de nubes de puntos
<i>CFD</i>	Dinámica de Fluidos Computacional ( <i>Computational Fluid Dynamics</i> )
<i>Cura Ultimaker</i>	Programa de impresión 3D
<i>Fusion 360</i>	Programa que combina el modelado de formas orgánicas, el diseño mecánico y la fabricación
<i>Leica Cyclone</i>	Programa de procesamiento de nubes de puntos de <i>Leica Geosystems</i>
<i>Meshmixer</i>	Programa de diseño 3D para trabajar con mallas triangulares
<i>Microsoft Excel</i>	Programa que permite trabajar con hojas de cálculo
<i>NURBS</i>	B-splines racionales no uniformes, <i>Non-Uniform Rational B-Spline</i>
<i>Rhino 6</i>	Programa de modelado 3D basado en <i>NURBS</i>
<i>Trimble RealWorks</i>	Programa de procesamiento de nubes de puntos de <i>Trimble</i>
<i>USAAF</i>	Fuerzas Aéreas del Ejército de Estados Unidos ( <i>United States Army Air Forces</i> )
<i>USAF</i>	Fuerza Aérea de los Estados Unidos ( <i>United States Air Force</i> )
<i>XFLR5</i>	Programa de análisis para perfiles aerodinámicos, alas y planos
Extradós	Parte superior de un perfil aerodinámico
Intradós	Parte inferior de un perfil aerodinámico

---

# Capítulo 1

## Introducción

En este Trabajo de Fin de Grado, se desea estudiar la aplicabilidad de los levantamientos topográficos y el modelado de aparatos industriales al campo de la Ingeniería Aeroespacial. La intención de este proyecto es llegar a definir, con una gran precisión y exactitud, un dispositivo de este ámbito sobre el que realizar estudios posteriores.

Un levantamiento topográfico es un estudio técnico y descriptivo de un terreno, examinando su superficie de manera cuidadosa considerando a su vez las características geográficas, geológicas y físicas de la misma, así como las alteraciones producidas por el ser humano.

El objetivo de un levantamiento es conseguir un conjunto de datos con el cual obtener un plano que muestre con un gran nivel de detalle el terreno estudiado. Esta tecnología se ha utilizado durante años en ámbitos urbanísticos, de construcción, hidrográficos y forestales, así como en el estudio de catástrofes. Sin embargo, todavía no se ha aplicado en el ámbito aeroespacial al mismo nivel.

Por otra parte, la aplicación de las tecnologías de mallado 3D sí está más extendido, ya que se utilizan sobre todo para estudios de mecánica de fluidos computacional. Sin embargo, en este trabajo se desea realizar un modelado a partir de los datos obtenidos del levantamiento topográfico. De esa forma, es posible obtener un modelo exacto al de la realidad, sin necesidad de crear el mallado a partir de imágenes 2D o de especificaciones descritas.

El objeto de estudio de este trabajo es un avión F-86F-40-NA Sabre que ya se encuentra retirado del servicio. Esta aeronave, volando con peso de combate, poseía un Mach de vuelo máximo a nivel del mar de 0,9 y un techo de vuelo de 15.118 metros. Un ejemplo de las ventajas que supondría la aplicación de estas tecnologías, es la caracterización de sus geometrías, así como su posterior análisis utilizando otras herramientas disponibles como el CFD.

Con la realización de este trabajo, se pretende demostrar que las tecnologías de levantamiento topográfico y de modelado de mallas 3D son aplicables al ámbito aeroespacial, permitiendo obtener resultados, como los ya comentados, de manera exacta y precisa que, de otra forma, sería casi imposible o muy complicado obtener.

---

## Capítulo 2

# Objetivos y estructura del trabajo

El objetivo de este trabajo es el Levantamiento y la Modelación 3D de un avión F-86F Sabre, así como una Impresión 3D de la aeronave y un Análisis aerodinámico de los perfiles de las distintas superficies sustentadoras de la misma, como aplicación.

La aeronave de interés se encuentra en el Parque del Oeste de Valencia (España) como un monumento en recuerdo del antiguo cuartel del Ejército del aire, sobre cuyos terrenos está construido este parque.

Para realizar el levantamiento del avión, se escaneó el mismo utilizando un dispositivo láser-escáner TX6 de la empresa *Trimble*. Este aparato registra nubes de puntos captados a partir del entorno del mismo. Una vez registradas las necesarias para el total escaneado de la aeronave, se pudo trabajar con el programa *Cyclone* para poder unir las y limpiarlas, de forma que se consiguiera una única nube de puntos que definiera al completo el objeto de estudio.

Posteriormente, la nube de puntos final pudo utilizarse en un programa de diseño 3D para generar una malla tridimensional del avión que permitiera su modelación.

A partir de dicho mallado, se realizaron un par de aplicaciones en las que se demostraba su utilidad. Por una parte, se imprimieron dos modelos tridimensionales donde se reflejaban los detalles reales de la aeronave. Por otra parte, mediante el programa *Fusion 360*, se obtuvieron los perfiles de las alas y los estabilizadores. Estas geometrías se utilizaron, una vez discretizadas en forma de puntos, junto con el software *XFLR5* para analizar su aerodinámica.

Finalmente, se realizó un presupuesto para evaluar el coste total que supuso realizar este proyecto desde que se inició el escaneado de la aeronave, hasta que se obtuvo una malla final limpia y completa de la misma, incluyendo las aplicaciones estudiadas.



---

## Capítulo 3

# Descripción del F-86F-40-NA Sabre

El North American F-86 Sabre fue un avión tipo caza a reacción de admisión central fabricado por la North American Aviation para la USAF. Se desarrolló como un rediseño del FJ-1 Fury a finales de la década de los 40, siendo uno de los aviones de combate más producidos (9.860 unidades incluyendo variantes), llegando a ser utilizado por más de 30 países. Esta aeronave tuvo una gran importancia durante la guerra de Corea, en la cual destacaron los enfrentamientos entre los F-86 Sabre y los Mikoyan-Gurevich MiG-15 (Figura 3.1), siendo unos de los más clásicos de la aviación militar.[1]

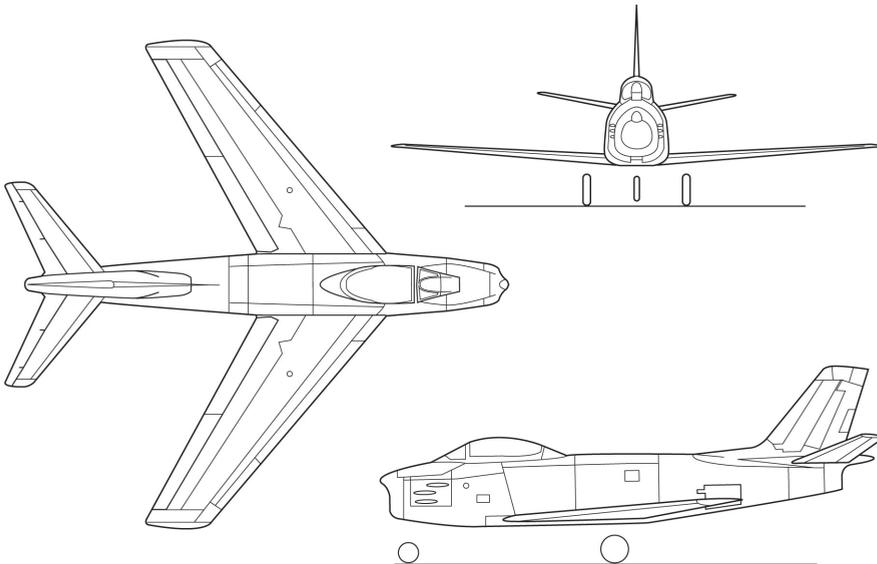


**Figura 3.1:** North American F-86 Sabre y Mikoyan-Gurevich MiG-15

A mitad de 1944, la compañía presentó el diseño de una aeronave en una competición en la cual la USAAF buscaba un caza de medio alcance, vuelo en gran altitud, un solo asiento y que sirviera tanto como escolta como bombardero en vuelo en picado. La USAAF encargó un prototipo de dicho diseño, el XP-86 (eXperimental Pursuit), siendo éste una versión más ligera y rápida que el Fury. Sin embargo, este proyecto no conseguía alcanzar la velocidad objetivo, y además existían otros mucho más avanzados en comparación.

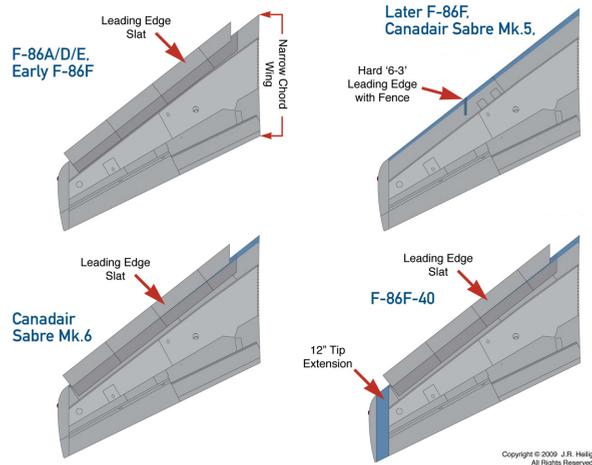
Cuando, a finales de 1944, se tuvo acceso a los estudios alemanes sobre las alas en flecha, se llegó a un acuerdo, entre la USAAF y la North American, para incluir esa información en el diseño del proyecto. Las alas en flecha reducían el *Drag* y los problemas de compresibilidad, permitiendo alcanzar la velocidad objetivo. Al mismo tiempo, la adición de *winglets* estabilizaba el vuelo a bajas velocidades. La incorporación de estos resultados, produjo un año de retraso en el proyecto, por lo que el primer prototipo alzó el vuelo el día 1 de octubre 1947, pero permitió que se alcanzaran los objetivos.

El P-86A fue la primera versión producida en serie del diseño final, propulsado por un motor General Electric J47-GE-1, volando por primera vez en mayo de 1948. Posteriormente, a causa del nuevo sistema de designaciones de la USAF, el P-86A (*Pursuit*) pasó a llamarse F-86A (*Fighter*), añadiéndose en 1949 el sobrenombre *Sabre*. A partir de este momento, comenzaron a surgir distintas versiones de esta aeronave, como el F-86F Sabre, para el que se desarrolló una mejora de las alas (Figura 3.3).



**Figura 3.2:** Plano en 3 vistas del F-86F Sabre

En 1954, se finalizó la fabricación de los últimos F-86F-35-NA, cesando su producción, ya que se asumía que todos serían sustituidos por North American F-100 Super Sabre (uno de los primeros aviones de combate supersónicos). Sin embargo, la USAF no podía cumplir las entregas a otros países sólo con las aeronaves ya fabricadas, por lo que tuvieron que reiniciar la producción, surgiendo el F-86F-40-NA Sabre.[2]



**Figura 3.3:** Evolución del ala de los modelos de F-86F Sabre

Aunque los primeros modelos de esta línea eran iguales a los primeros F-86F, se consiguió mejorar las alas instalando slats, separando los flaps de la punta del ala y extendiendo éstas últimas (incrementando la superficie alar), mejorando la maniobrabilidad de la aeronave, especialmente a bajas velocidades. La USAF creó kits de modificación, de forma que se pudieran aplicar estas mejoras a las versiones anteriores de Sabre, ya que los F-86F-40-NA fueron fabricados enteramente para exportación.

A España, debido a los acuerdos con EEUU de 1953, se le entregaron, entre 1955 y 1958, 270 F-86F Sabre (designados como C5) a las Alas de Caza 1 (Manises, Valencia), 2 (Zaragoza), 4 (Palma de Mallorca), 5 (Morón de la Frontera, Sevilla) y 6 (Torrejón de Ardoz, Madrid), retirándolos del servicio en 1972.

El Ala de Caza de Manises, fundada en 1944, recibió 123 de esos cazas, formando dos escuadrones que realizaron más de 140.000 horas de vuelo y que operaron en todo el ámbito del Mediterráneo. Cabe destacar la formación de la patrulla acrobática Ascuá, formada por cuatro de estas aeronaves. En octubre de 1981, se trasladó, al Ala de Caza 1, un F-86F Sabre desde la Escuela de Especialistas de León, donde se había estado utilizando como material de prácticas de mecánica. Los especialistas de Manises restauraron la aeronave y, a principios de 1982, se inauguró en esa misma base aérea un monumento al Sabre.[3]



**Figura 3.4:** F-86F Sabre expuesto en la entrada del Ala 11 de Manises

En la Figura 3.4, puede observarse que la matrícula militar e indicativo de unidad que posee son C.5-5 y 1-005 respectivamente. La matrícula militar de esta aeronave era C.5-101 (55-4000 con la USAF), pero se cambió por una ficticia al convertirse en monumento. Por otra parte, el indicativo de unidad se corresponde con la identificación de los primeros reactores en España. En este caso, el número 1 hacía referencia al Ala de Caza de Manises y el 005 al orden de la aeronave dentro de ésta.[4][5]

Cuando se produjo, en 1999, el cierre de las instalaciones militares de Manises, este monumento fue trasladado e instalado en el Parque del Oeste de Valencia (lugar donde se llevó a cabo el escaneado de la aeronave). Este jardín se inauguró en abril de 1995, y se construyó en los terrenos sobre los que se erigía el antiguo cuartel del Ejército del Aire, contando actualmente con una superficie de 43.750 metros cuadrados.



**Figura 3.5:** Plano Aéreo del Parque del Oeste de Valencia y localización del F-86F Sabre

Al realizar el traslado, se modificó la orientación de la aeronave, pasando de encontrarse en una posición de viraje (Figura 3.4) a una de ascenso (Figura 3.6).



**Figura 3.6:** Vista de la planta de la aeronave en el Parque del Oeste

Otros detalles de la aeronave (Figura 3.7) son símbolos propios de la aviación española, como la escarapela o el distintivo de cola, o del Ala de Caza de Manises, como la banda roja que indicaba la pertenencia al Escuadrón 11 Cónдор [6].



**Figura 3.7:** Distintivos del F-86F del Parque del Oeste

Finalmente, hay que tener en cuenta que el F-86F del monumento no posee el motor General Electric J47-GE-27 con el que acostumbraban a volar. Esto se debe a que la viga, con la cual se sostiene en la posición de la Figura 3.8, atraviesa la aeronave a través del hueco dejado por el mismo.



**Figura 3.8:** Vista lateral de la aeronave en el Parque del Oeste

Además, la admisión se encuentra tapada para evitar que la acumulación de residuos haga peligrar la estructura, por lo que, a la hora de realizar el escaneado y el modelado, hubo que tenerlo en cuenta.



**Figura 3.9:** Vista frontal de la admisión del F-86F Sabre

---

## Capítulo 4

# Levantamiento 3D

En este apartado se expone cómo funciona la tecnología del láser-escáner y cómo se desarrolló el escaneado del F-86F Sabre de Valencia. El objetivo de este escaneo era obtener una nube de puntos que definiera con exactitud la aeronave. A partir de ella, se esperaba poder obtener dimensiones de la propia aeronave, así como generar posteriormente una malla 3D. Además, se decidió añadir como objetivo obtener otra nube de puntos del mismo avión en la que se mantuviera el conjunto de soporte y viga que lo sostienen.

### 4.1 Sistema Láser-Escáner

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 [7]. Su tecnología consiste en la emisión de haces láser para determinar la posición geográfica de determinados puntos del espacio en los que se discretiza el entorno. El resultado es una nube formada por dichos puntos, que componen un modelo numérico de los objetos registrados, de los cuales se habrán registrado sus coordenadas tridimensionales  $(x, y, z)$ , la intensidad con la que el haz láser ha rebotado de vuelta al dispositivo y un código RGB en función del entorno.

Las longitudes de onda que se utilizan para el haz láser dependen del fabricante, el rango de utilización y la aplicación del dispositivo, y varían desde la luz infrarroja hasta la ultravioleta. Este conjunto de puntos sin procesado posterior es un modelo simplificado que opera sólo visualmente, pues se compone únicamente de entidades singulares de tipo punto. Sin embargo, hay que tener en cuenta que al ser la densidad de información tan alta, dicho modelo se aproxima a la realidad absoluta.[8]

Existen dos tipos de procedimientos para realizar la medición. Por una parte, se encuentra la tecnología de tiempo de vuelo de impulsiones, que se compone de un emisor de pulsos y un conversor digital. La medición de la distancia se basa en calcular el tiempo que un pulso tarda en regresar al dispositivo tras rebotar en una superficie sabiendo que su velocidad de desplazamiento es la de la luz. En este tipo de dispositivos es necesario introducir datos ambientales dado que la velocidad de propagación del haz depende del medio en el que se encuentre. Por otra parte, existe la tecnología de diferencia de fase, que consiste en la emisión de una onda portadora sinusoidal. Esta onda se refleja en el entorno y su diferencia de fase con la emitida permite determinar la distancia entre el láser-escáner y el punto. En este tipo de medición, la velocidad de medida depende de la longitud de onda que posea el haz.

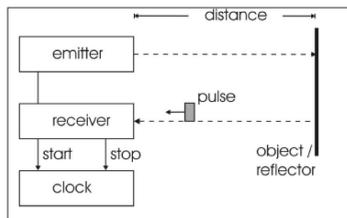


Figura 4.1: Esquema de medición por tiempo de vuelo [7]

Hay que tener en cuenta que la dirección del haz emitido se conoce gracias a la medición, en coordenadas esféricas, de los ángulos vertical y horizontal de los sistemas mecatrónicos que manejan el movimiento del aparato. El sistema de movimiento consiste en un conjunto de espejos rotatorios y servomotores que direccionan la trayectoria del haz tanto en el plano horizontal como en el vertical. Una vez habiéndose calculado la distancia a la que se encuentra un punto, y teniendo en cuenta la dirección del haz, es posible situar en un entorno 3D la posición de dicho lugar geométrico.



Figura 4.2: Sistema de movimiento y emisión del haz de láser en un Scanstation C10

Como se ha comentado, esta tecnología se basa en la reflexión de un haz láser de vuelta hacia el dispositivo. Además de las coordenadas espaciales de cada punto, el láser-escáner también registra un valor de intensidad. Esto se debe a que la energía del haz reflejado depende del tipo de superficie sobre la cual incide. En los casos en los que la superficie de escaneo posee un alto coeficiente de reflexión y/o en los que la incidencia del haz sobre ella no es muy pronunciada, la energía del mismo es casi la misma que la del haz emitido. Sin embargo, en los casos contrarios, la energía de vuelta es muy inferior. Es por ello que para cada punto se registra un dato de intensidad, traducido en el entorno 3D en un color, donde el azul y el verde indican un buen escaneado, y el naranja y el rojo indican uno peor.



**Figura 4.3:** Quilla visualizada en la realidad y en el modo de intensidad [7]

Por otra parte, también es posible registrar, en la información de cada punto geométrico, un código RGB. Algunos dispositivos de láser-escáner incluyen una cámara de alta resolución, que permite realizar fotografías del entorno. Cada uno de sus píxeles se relaciona con cada uno de los puntos registrados, asignándoles a estos últimos el color real que poseen los objetos. En algunos casos, es posible relacionar los puntos registrados con fotografías que no se hayan realizado con el láser-escáner, bien porque éste no dispone de cámara o porque se prefiere realizarlas con un medio externo.



**Figura 4.4:** Mirage F1 visualizado en la realidad y en el modo RGB [7]

Al iniciar un proceso de escaneado, hay que tener en cuenta las posibles fuentes de error que se pueden producir. Además de los errores propios que pueda poseer el aparato, a causa de su fabricación y montaje, es posible que se añadan algunos por causas ambientales. Un ejemplo es el comentado con respecto al procedimiento de medición por tiempo de vuelo, en el que la temperatura y demás factores juegan un papel importante. Otro aspecto es la interferencia que pueden suponer animales o personas que se desplacen en zonas cercanas al punto de interés, generando fallos.

Finalmente, los dispositivos de láser-escáner vienen acompañados de un software privado, distinto en función de la marca del mismo, que permite visualizar en entornos 3D los escaneados registrados, así como manipularlos para poder realizar sobre los mismos un proceso de limpieza de forma que se obtenga una nube de puntos que defina solamente el objeto de interés.

Las aplicaciones del sistema de láser-escáner no sólo pueden aplicarse en el ámbito de la ingeniería topográfica, sino que también puede utilizarse en el levantamiento de estructuras y aparatos industriales, como es este caso. Esto abre un gran abanico de posibilidades, ya que esta tecnología permite estudiar estructuras que, de otra forma, no habrían podido analizarse.

### 4.1.1 Trimble TX6

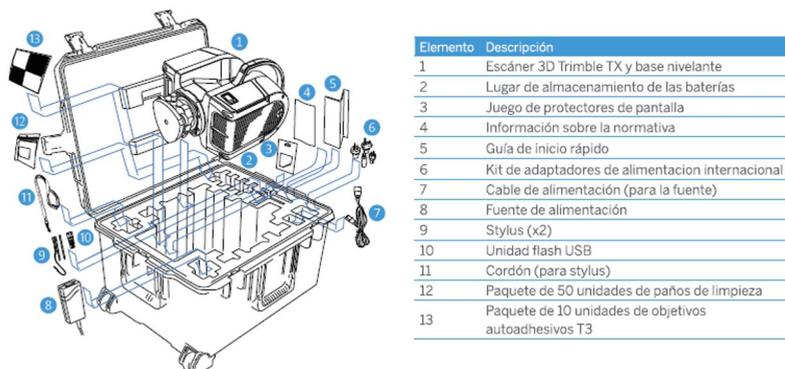
En este proyecto, se utilizó el dispositivo de láser-escáner Trimble TX6 de la empresa *Trimble*. Como se ha comentado, normalmente los láser-escáner se distinguen por dos procedimientos distintos de medición. Los dispositivos de diferencia de fase poseen una alta exactitud para alcances pequeños y una velocidad de escaneado muy alta (en torno al millón de puntos por segundo). Los dispositivos de tiempo de vuelo se utilizan para aplicaciones de mayor alcance, en las cuales es necesaria una exactitud más consistente en todo el rango de escaneo. Esto implica un coste en las velocidades de escaneado, que son más bajas que en el otro tipo de dispositivos.



**Figura 4.5:** Dispositivo de láser-escáner Trimble TX6

El dispositivo utilizado para este proyecto cuenta con la tecnología patentada *Trimble Lightning*, la cual combina los beneficios expuestos de cada tecnología. De esta forma, se puede realizar un escaneado rápido, con una alta exactitud y un amplio alcance de medida [9]. Con esta tecnología los escaneos realizados son más completos ya que es menos susceptibles a los cambios de superficies y de condiciones atmosféricas.

El Trimble TX6 posee unas dimensiones de 335 milímetros de ancho, 386 milímetros de alto y 242 milímetros de profundidad, además de pesar tan solo 11 kilogramos. Está alimentado por baterías de litio y su maleta de transporte permite trasladar el dispositivo de manera sencilla (Figura 4.6). Posee una velocidad de escaneado de 500.000 puntos por segundo y un alcance máximo de 80 metros, ampliable a 120. Asimismo, el ruido generado debido a la influencia de las superficies sobre las que los haces láser inciden es menor de 2 milímetros.[10]



**Figura 4.6:** Maleta de transporte del Trimble TX6 y sus accesorios

El campo de visión es el área total en la cual el dispositivo puede registrar puntos del espacio. Posee un giro de 360° en el plano horizontal y de 317° en el plano vertical. Por otra parte, hay que tener en cuenta el nivel de detalle con el que se desea realizar el escaneo. El dispositivo Trimble TX6 posee distintos niveles de forma que emite más o menos haces a la hora de registrar un estacionamiento (Figura 4.7).

Parámetros de escaneo	Vista preliminar	Nivel 1	Nivel 2	Nivel 3
Alcance Máx. <sup>1</sup>	80/120 m	80/120 m	80/120 m	80/120 m
Duración del escaneo (minutos) <sup>3</sup>	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
Espaciamiento entre puntos a 300 m	—	—	—	—
Número de puntos	8,7 Mpts	34 Mpts	138 Mpts	555 Mpts

**Figura 4.7:** Niveles de escaneo que posee el dispositivo Trimble TX6

Para determinar la cantidad de puntos que se registran según un nivel u otro, se definen en función de parámetros estandarizados. Por ello, se define que en el Nivel 1 se registra 1 punto por centímetro cuadrado a 10 metros de distancia del láser-escáner. El Nivel 2 registra 4 puntos, por centímetro cuadrado a 10 metros, y el Nivel 3 registra 16 puntos, en las mismas condiciones que los anteriores. La elección y uso de cada uno de estos niveles depende de la aplicación, ya que habrá que valorar el nivel de detalle que se desea obtener en contraposición con los mayores requerimientos computacionales que supone aumentar el nivel de escaneo.

Al mismo tiempo, el láser-escáner también cuenta con una cámara HDR integrada de 10 megapíxeles de resolución. Gracias a ella, se pueden realizar las fotografías para la visualización de los escaneos con un código RGB, tardando 1 minuto en hacer una para el modo *Estándar* y 2 minutos para el modo *HDR*.

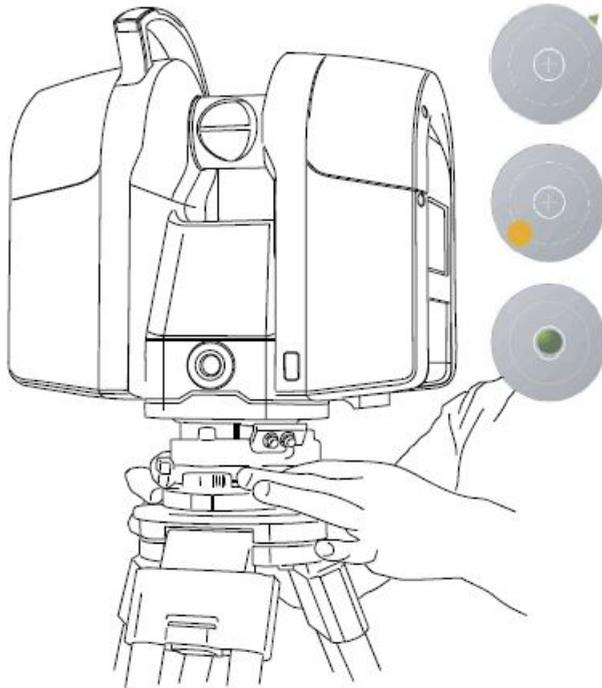
La metodología que se debe seguir para iniciar el escaneado es la siguiente [11]. Se debe colocar el trípode, donde se apoya el dispositivo, en una superficie lo más plana y estable posible. Seguidamente, se monta el TX6, incluyendo su base nivelante, y se abre la puerta de acceso a la batería. Una vez abierta, se introduce una unidad flash USB (con un tamaño de 128 GB), para guardar el proyecto realizado, y se insertan las baterías cargadas previamente. Cerrando la puerta y pulsando el botón *On/Off*, se inicia el funcionamiento del dispositivo.



Elemento	Descripción
1	Nombre del proyecto actual
2	Botón Trimble
3	Botón Escaneo
4	Botón Proyectos
5	Botón de nivelación
6	Botón de parámetros de escaneo
7	Botón de configuración
8	Parámetros actuales de escaneo
9	Icono de alto contraste
10	Icono de estado de energía
11	Muestra el número de escaneos que todavía pueden escribirse en la unidad USB con las configuraciones actuales.
12	Señal Wi-Fi

**Figura 4.8:** Pantalla táctil del dispositivo Trimble TX6

Una vez se haya encendido, aparecerá la pantalla de inicio (Figura 4.8), en la cual se deberá pulsar el icono de nivelación. Para poder nivelar el dispositivo correctamente, se deben ajustar tanto las patas del trípode como los tornillos de la base niveladora. En la pantalla, además, aparece una ayuda de forma gráfica para que la tarea sea más sencilla (Figura 4.9).



**Figura 4.9:** Sistema de nivelación del dispositivo Trimble TX6

Cuando la nivelación del dispositivo se ha llevado a cabo, se vuelve a la pantalla de inicio mediante el botón *Trimble* y se pulsa el botón *Escaneo*. Esto inicia el proceso de escaneado, realizando primero las fotografías del entorno para, posteriormente, registrar las nubes de puntos. Al terminar el escaneo, los datos de esa nube de puntos se guardan en el USB, registrando para cada uno de ellos su coordenada tridimensional, su color RGB y su intensidad. Tras haber completado estos pasos, se procede a realizar el resto de escaneos siguiendo el mismo procedimiento en cada caso. Finalmente, cuando se hayan realizado todos los estacionamientos necesarios, se apaga el dispositivo y puede retirarse la unidad flash USB con los datos capturados.

## 4.2 Materiales de trabajo

Para realizar el escaneado de la aeronave hubo que desplazarse hasta el Parque del Oeste de Valencia. Una vez allí, se decidió qué recorrido se seguiría de forma que pudiera conseguirse un registro completo, sin realizar excesivos escaneados. El material que se utilizó fue el láser-escáner Trimble TX6 y cuatro dianas (Figura 4.10), las cuales podrían utilizarse en el procesado como puntos comunes entre estacionamientos.



Figura 4.10: Trimble TX6 y dianas estacionadas en el Parque del Oeste

Debido a la disposición de la aeronave en este parque, se decidió que la mejor opción era que los estacionamientos donde se iban a realizar los escaneados siguieran una trayectoria circular a su alrededor (Figura 4.11), efectuando finalmente 12 escaneos. Además, el último de ellos se registró con un nivel 2, ya que se hizo desde fuera del recinto del parque y se deseaba obtener una gran definición del morro del avión.



Figura 4.11: Esquema de la posición de los estacionamientos y las dianas

### 4.3 Escaneado del F-86F Sabre

El proceso de escaneado se inició creando una carpeta para un nuevo proyecto en el láser-escáner llamada *AvionPO*. Seguidamente, se colocó el dispositivo en el primer estacionamiento y se procedió a su calibración. Una vez completado dicho proceso, el escáner realizó las fotografías del entorno y, finalmente, el escaneado (Figura 4.12), en forma de una nube de puntos.



**Figura 4.12:** Primer escaneado del dispositivo Trimble TX6

Tras el primer escaneado, siguiendo el itinerario de la Figura 4.11 y durante 2 horas y media, se desplazó el aparato de una estación a la siguiente (Figura 4.13), obteniendo por cada uno de los escaneos realizados una nube distinta.

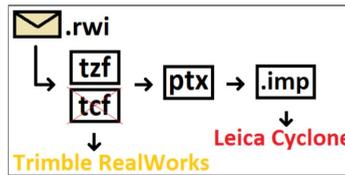


**Figura 4.13:** Desplazamiento del láser-escáner de un estacionamiento a otro

Para finalizar, una vez realizados todos los estacionamientos necesarios, se extrajeron los datos guardados en la carpeta del proyecto. Estos archivos (con un tamaño de 22,9 GB), al haberse registrado mediante un láser-escáner de la marca *Trimble* poseían la extensión *.rwp*.

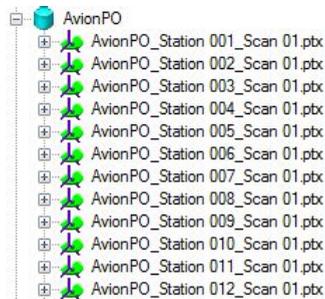
## 4.4 Procesado de las nubes de puntos

Habiéndose extraído las nubes de puntos del láser-escáner, se inició su procesado para completar el levantamiento de la aeronave. A pesar de que el dispositivo utilizado pertenecía a la empresa *Trimble* (Anexo A), se decidió que el procesado de puntos se realizaría mediante el programa de *Leica Geosystems*. Esto se debió a que, en éste último, las uniones se realizan de forma manual (no automática) y se indica el error que se genera, pudiendo valorar entre distintas opciones de unión con tal de reducirlo.



**Figura 4.14:** Extensiones utilizadas por los distintos programas de procesado de puntos

Para poder procesar las nubes de puntos en el programa que interesaba, se convirtieron los archivos a extensión *.ptx*, al ser este formato compatible con ambos programas. Una vez en el programa *Leica Cyclone*, se seleccionó un servidor y mediante los comandos *Databases... → Add → Database name → AvionPO*, se creó un nuevo proyecto, al cual se importaron los archivos llamados *AvionPO\_Station 001\_Scan 01.ptx : AvionPO\_Station 012\_Scan 01.ptx* (Figura 4.15). De esa forma, se generó un archivo con al extensión *.imp* propia del programa en cuestión.



**Figura 4.15:** Archivos con extensión *.ptx* importados a *Cyclone*

Una vez cargados todos los archivos, cada escaneo se guarda como un *ScanWorld*, donde se pueden encontrar una copia de seguridad (*ControlSpace*), el entorno 3D de dicha copia (*ModelSpace*), el escaneo original y las fotografías realizadas por el dispositivo. En la Figura 4.16 puede visualizarse el primer estacionamiento, mientras que en el Anexo B se haya el resto de ellos.

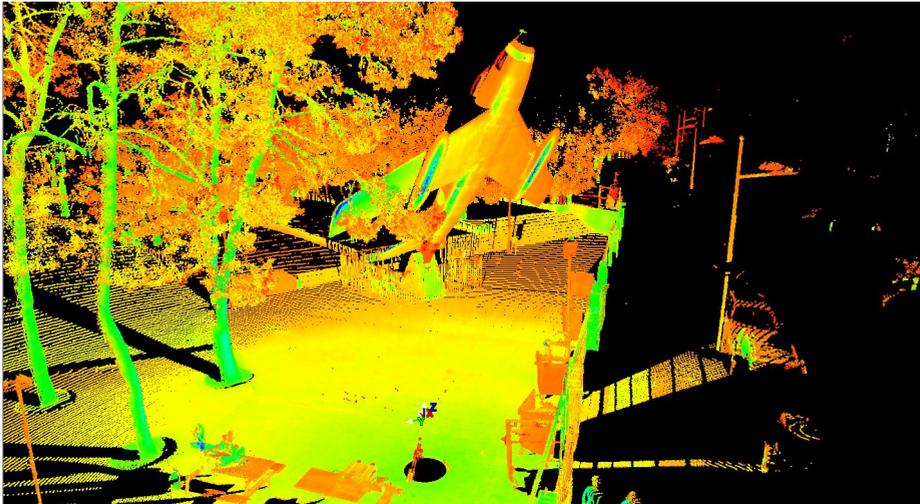


Figura 4.16: Visualización del primer estacionamiento en *Cyclone*

#### 4.4.1 Uniones

El siguiente paso fue crear una carpeta dentro del proyecto y utilizar el comando *Create* → *Registration* para generar el registro de nubes, que se llamó *Union 1*. Al ejecutar dicho registro, se abrió una nueva ventana donde se pudieron añadir los escaneos mediante *Add ScanWorld...*, seleccionándolos todos. El primer paso consistió en abrir el *ScanWorld* de dos de esos archivos y escoger tres puntos de cada una de las nubes registradas (Figura 4.17).

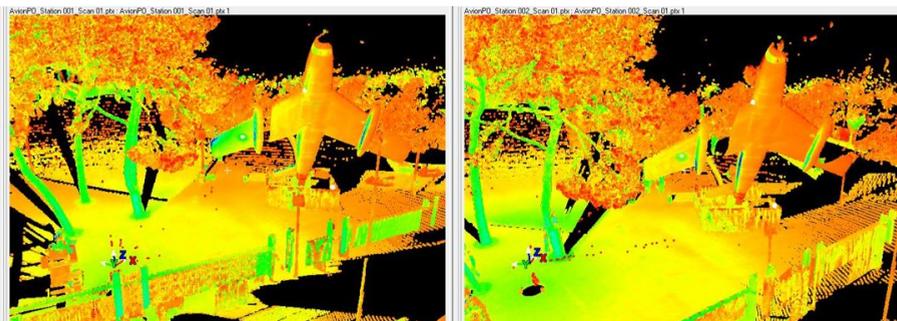


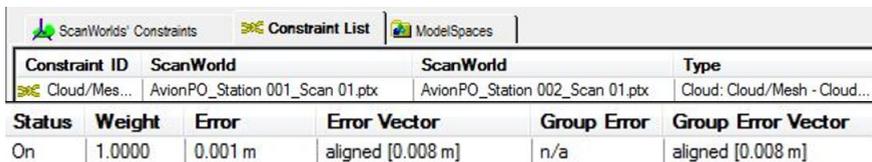
Figura 4.17: Entorno de unión entre los estacionamientos 1 (*izq.*) y 2 (*der.*)

Los tres puntos de cada escaneado forman un plano 3D, y el programa intenta que ambos planos coincidan, permitiendo un margen de error de 10 centímetros para cada punto seleccionado. En esta parte es donde el posicionamiento de las dianas puede servir de ayuda a la hora de hallar puntos comunes entre ambos escaneos. Dentro de ese margen, *Cyclone* realiza diversas iteraciones con la intención de que exista el mayor solape de puntos posible.

El error en el que hay que fijarse a la hora de determinar si una unión es adecuada, es el error del vector propio de la misma. Éste indica cuál es la desviación máxima entre los puntos de un escaneado y el siguiente. Existe un mínimo error en la medida de distancias del dispositivo de 6 milímetros, al que se le añaden los errores instrumentales y de captura de datos.

En ocasiones, es posible que el número de iteraciones realizadas sea muy elevado, pero que todavía no haya sido posible encontrar una combinación entre ambas nubes que cumpla las tolerancias exigidas, por lo que el programa indica que la unión no ha sido posible. Para solucionarlo, se han de elegir tres nuevos puntos distintos a los anteriores, o añadir más. Esto también se utiliza cuando el error del vector es muy elevado.

Se utilizan los comandos *Cloud Constraint* → *Add Cloud Constraint* para realizar la unión. En caso de que el error sea mayor del intervalo recomendado, también puede utilizarse la orden *Optimize Cloud Constraint*. En la Figura 4.18, se puede observar que el error del vector unión entre los dos primeros estacionamientos era de 8 milímetros, lo cual entra dentro del margen adecuado.

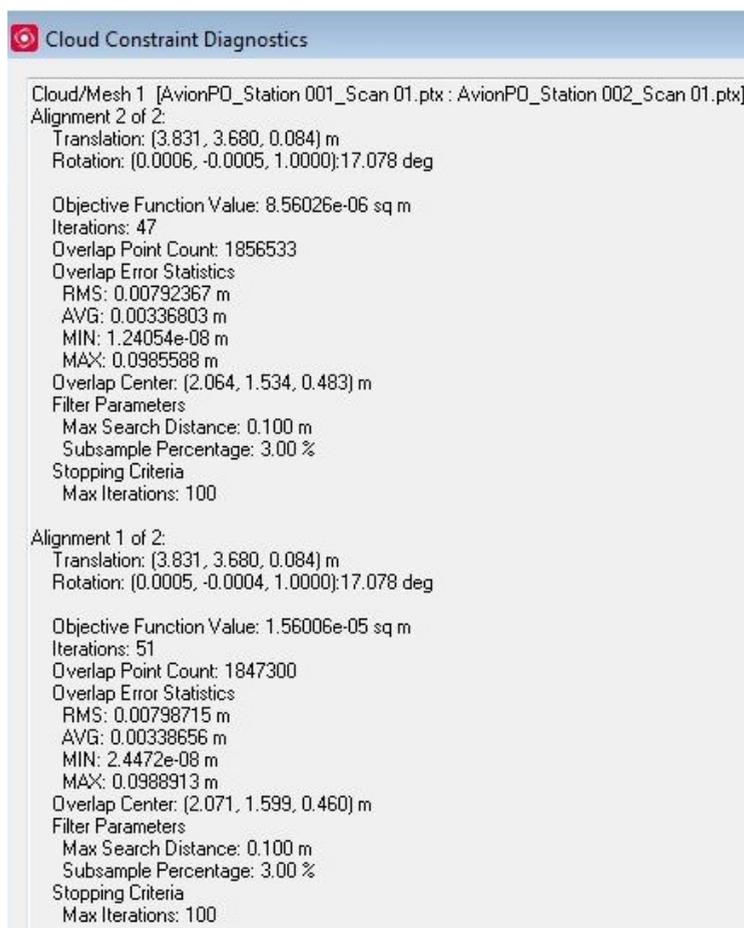


Constraint ID	ScanWorld	ScanWorld	Type	Status	Weight	Error	Error Vector	Group Error	Group Error Vector
Cloud/Mes...	AvionPO_Station 001_Scan 01.ptx	AvionPO_Station 002_Scan 01.ptx	Cloud: Cloud/Mesh - Cloud...	On	1.0000	0.001 m	aligned [0.008 m]	n/a	aligned [0.008 m]

**Figura 4.18:** Información de la unión creada entre los estacionamientos 1 y 2

Con respecto a este error, hay que tener en cuenta que el registro se realizó en un lugar público, en el que paseaban viandantes y en el que las ramas de los árboles cambiaban de posición en función del viento en cada instante. Por ello, aunque el error aceptable suele estar entre 6 y 8 milímetros, para este proyecto se aceptaron errores mayores ya que, después de varios intentos, no se consiguió mejorar el valor conseguido.

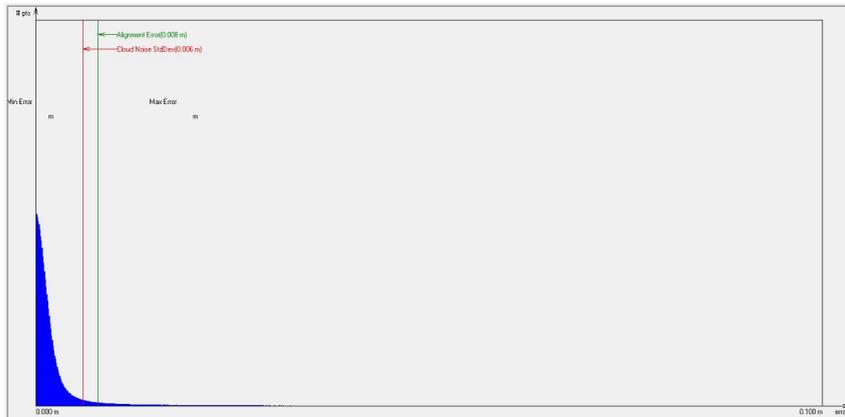
Una de las opciones que posee *Cyclone* es la posibilidad de mostrar un diagnóstico de la unión generada. Esto permite tanto visualizar el error de la unión como cuantificar los valores de traslación y rotación que se han aplicado sobre cada nube para orientarlas correctamente (Figura 4.19).



**Figura 4.19:** Diagnóstico de la unión entre el primer y segundo estacionamiento

Entre los diversos datos que se muestran en el diagnóstico, uno de los más interesantes es el número de puntos solapados (*Overlap Point Count*). Este valor indica cuantos puntos eran comunes entre ambas nubes, de forma que el programa utiliza esas coincidencias para realizar una mejor unión. Por esta razón, otro factor de decisión para determinar que una unión se ha realizado correctamente, es que este valor se halle por encima de los 100.000 puntos.

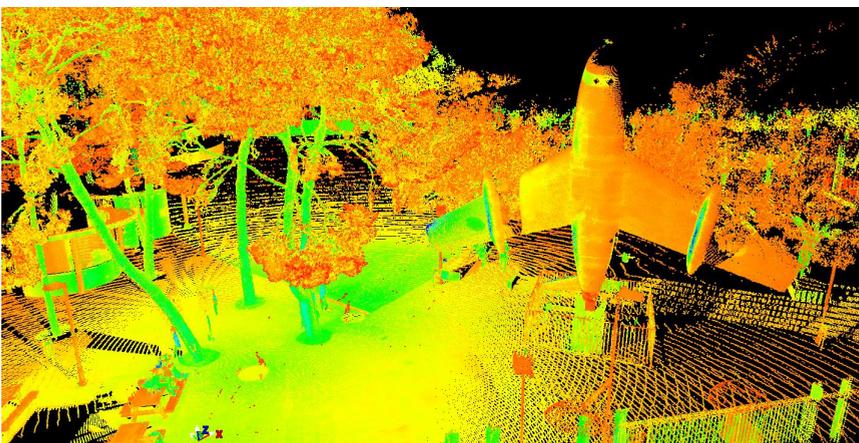
Asimismo, existe otra opción que es la de obtener un histograma (Figura 4.20). En él, se representa el número de puntos frente al error que generan.



**Figura 4.20:** Histograma del error del vector con escala lineal

Como se puede observar en el histograma de la unión de los dos primeros escaneados, la gran mayoría de puntos generan un error por debajo del mínimo de 6 milímetros. Es por ello que la unión realizada se consideró buena, ya que cumplía con todos los criterios que se habían establecido.

Al mismo tiempo, en la Figura 4.21, puede visualizarse el *ModelSpace* resultante de la unión de los dos primeros escaneos.



**Figura 4.21:** Visualización del conjunto de las uniones de 1 y 2 con 2 y 3

El proceso a seguir con el resto consistió en crear las uniones entre cada estacionamiento y el siguiente (el 2 con el 3, el 3 con el 4,...). De esa forma, se repitió el proceso que se hubo realizado con el 1 y 2, hasta generar la unión del 11 con el 12 Figura 4.22.

```

Registration Diagnostics
Status: VALID Registration
Mean Absolute Error:
  for Enabled Constraints = 0.001 m
  for Disabled Constraints = 0.000 m
Date: 2019.06.17 12:36:02
Database name : AvionPO

ScanWorld      ScanWorld      Error      Error Vector
AvionPO_Station 001 AvionPO_Station 002 0.001 m aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 002 AvionPO_Station 003 0.001 m aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 003 AvionPO_Station 004 0.001 m aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 004 AvionPO_Station 005 0.001 m aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 005 AvionPO_Station 006 0.001 m aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 006 AvionPO_Station 007 0.001 m aligned [0.011 m]
AvionPO_Station 007 AvionPO_Station 008 0.001 m aligned [0.012 m]
AvionPO_Station 008 AvionPO_Station 009 0.001 m aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 009 AvionPO_Station 010 0.001 m aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 010 AvionPO_Station 011 0.001 m aligned [0.007 m]
AvionPO_Station 011 AvionPO_Station 012 0.001 m aligned [0.009 m]
    
```

Figura 4.22: Error de las 11 uniones creadas

Una vez se finalizó, se pudo abrir un *ModelSpace* en el que se visualizaban todas las nubes de puntos. Sin embargo, ocurría un fallo que provocaba que estuvieran desviadas unas con respecto a las otras, además de advertir que el *Error* que existía entre distintas uniones era de metros

El programa unía todas las nubes por el centro de coordenadas, el cual, para cada una, era la posición del dispositivo en cada estacionamiento. Este fallo pudo solucionarse utilizando el comando *Registration* → *Register*, el cual define el origen de coordenadas global como el origen de coordenadas de la primera estación, reorientando las nubes de puntos (Figura 4.23) y reduciendo el *Error* (Figura 4.22).

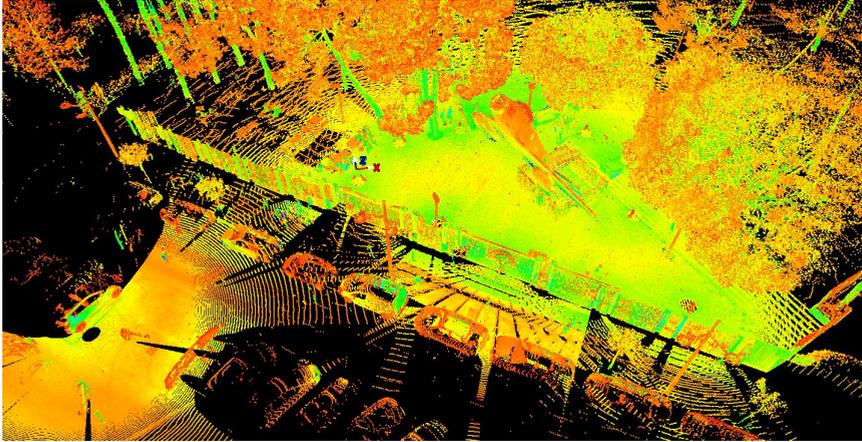


Figura 4.23: Visualización de las 11 uniones creadas

Una vez realizadas todas las uniones entre estacionamientos siguiendo el itinerario de escaneo, se crearon más entre escaneos no consecutivos. Para ello, se hizo uso del comando *Cloud Constraint* → *Auto-Add Cloud Constraint*, que permite generarlas automáticamente (Figura 4.24).

ScanWorld	ScanWorld	Error	Error Vector	Group Error	Group Error Vector
AvionPO_Station 001	AvionPO_Station 002	0.001 m	aligned [0.008 m]	n/a	aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 001	AvionPO_Station 003	0.001 m	aligned [0.012 m]	n/a	aligned [0.012 m]
AvionPO_Station 002	AvionPO_Station 003	0.001 m	aligned [0.008 m]	n/a	aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 001	AvionPO_Station 004	0.001 m	aligned [0.014 m]	n/a	aligned [0.014 m]
AvionPO_Station 002	AvionPO_Station 004	0.001 m	aligned [0.011 m]	n/a	aligned [0.011 m]
AvionPO_Station 003	AvionPO_Station 004	0.001 m	aligned [0.008 m]	n/a	aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 001	AvionPO_Station 005	0.001 m	aligned [0.017 m]	n/a	aligned [0.017 m]
AvionPO_Station 002	AvionPO_Station 005	0.001 m	aligned [0.016 m]	n/a	aligned [0.016 m]
AvionPO_Station 003	AvionPO_Station 005	0.001 m	aligned [0.012 m]	n/a	aligned [0.012 m]
AvionPO_Station 004	AvionPO_Station 005	0.001 m	aligned [0.008 m]	n/a	aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 001	AvionPO_Station 006	0.001 m	aligned [0.017 m]	n/a	aligned [0.017 m]
AvionPO_Station 002	AvionPO_Station 006	0.001 m	aligned [0.017 m]	n/a	aligned [0.017 m]
AvionPO_Station 003	AvionPO_Station 006	0.001 m	aligned [0.013 m]	n/a	aligned [0.013 m]
AvionPO_Station 004	AvionPO_Station 006	0.001 m	aligned [0.012 m]	n/a	aligned [0.012 m]
AvionPO_Station 005	AvionPO_Station 006	0.001 m	aligned [0.008 m]	n/a	aligned [0.008 m]
AvionPO_Station 003	AvionPO_Station 007	0.001 m	aligned [0.017 m]	n/a	aligned [0.017 m]
AvionPO_Station 004	AvionPO_Station 007	0.001 m	aligned [0.017 m]	n/a	aligned [0.017 m]
AvionPO_Station 005	AvionPO_Station 007	0.001 m	aligned [0.020 m]	n/a	aligned [0.020 m]
AvionPO_Station 006	AvionPO_Station 007	0.001 m	aligned [0.011 m]	n/a	aligned [0.011 m]
AvionPO_Station 001	AvionPO_Station 008	0.001 m	aligned [0.017 m]	n/a	aligned [0.017 m]

Figura 4.24: Creación de las uniones restantes (lista no completa)

Como se puede observar, algunos errores del vector propio de la unión eran más altos de 8 milímetros, pero como ya se ha comentado, al tratarse de una zona pública (y que estas uniones las realizó el programa automáticamente), se asumió que entraban dentro de los límites. La creación de estas últimas (55 más) de forma automática puede parecer contraria al razonamiento que se ha realizado de por qué se utilizaba el programa *Leica Cyclone*. Sin embargo, hay que tener en cuenta que estas últimas uniones toman como referencia la realizadas previamente, en las cuales se ha tenido en cuenta el error cometido y se ha minimizado todo lo posible, de forma que el impacto en el modelo final fuera menor.

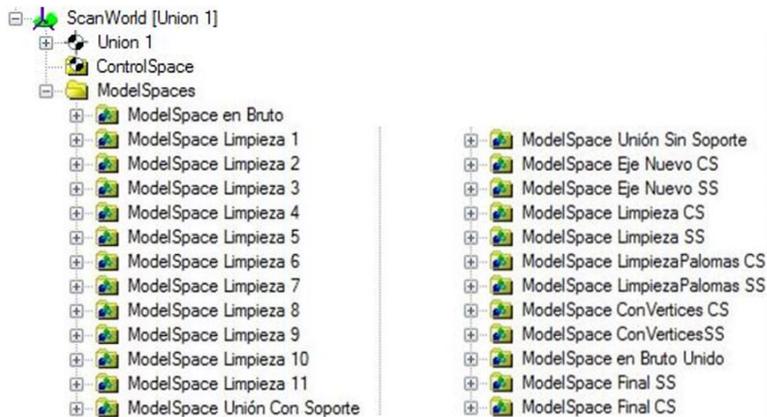


**Figura 4.25:** Visualización de todas las uniones creadas

Una vez se ha finalizado con el registro de escaneos, se seleccionaron todas las uniones a la vez y se aplicó el comando *Registration* → *Create ScanWorld/Freeze Registration* para bloquearlas. Finalmente, se generó el modelo final usando *Create ModelSpace View* o *Create and Open ModelSpace View*, en el cual se encuentran todas las nubes de puntos (Figura 4.25).

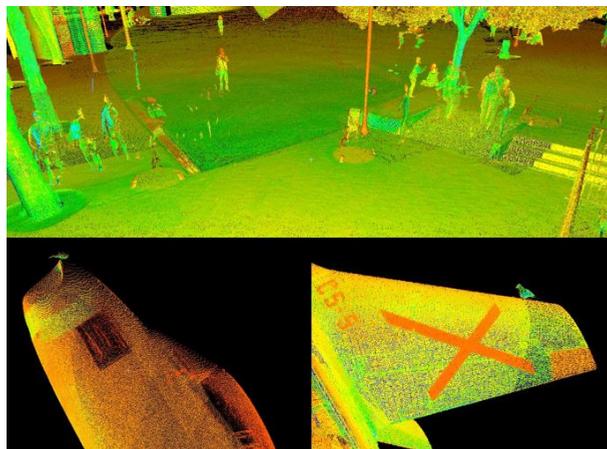
### 4.4.2 Limpieza

El siguiente paso del levantamiento era la limpieza de la nube completa. Para ello, con tal de no perder la información de la que se disponía, se generó una copia del *ModelSpace*, la cual se editó. De esa forma, creando una copia por cada limpieza, se pueden seguir los pasos que se realizaron durante este proceso (Figura 4.26).



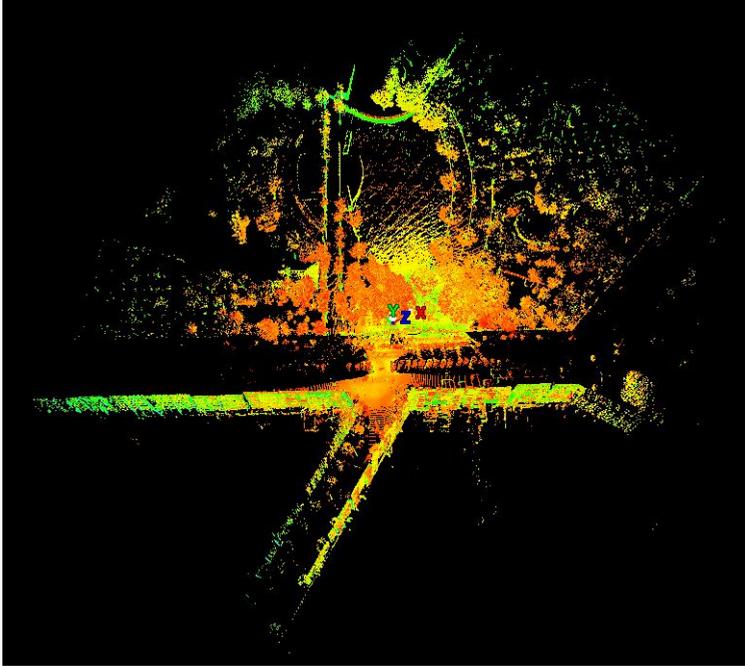
**Figura 4.26:** Conjunto de ModelSpaces creados

La razón por la cual se debe realizar una limpieza de la nube de puntos, es la interferencia que puede generar el entorno. Un ejemplo son los animales o las personas que interferían al tratarse de un parque público (Figura 4.27).

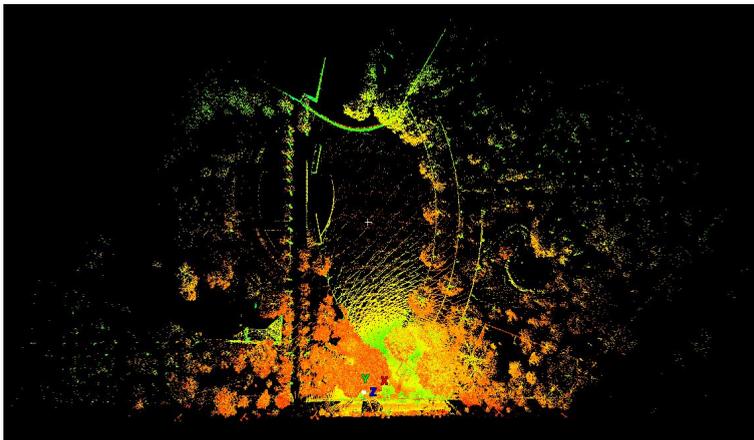


**Figura 4.27:** Ejemplos de problemas del escaneado en un ámbito público

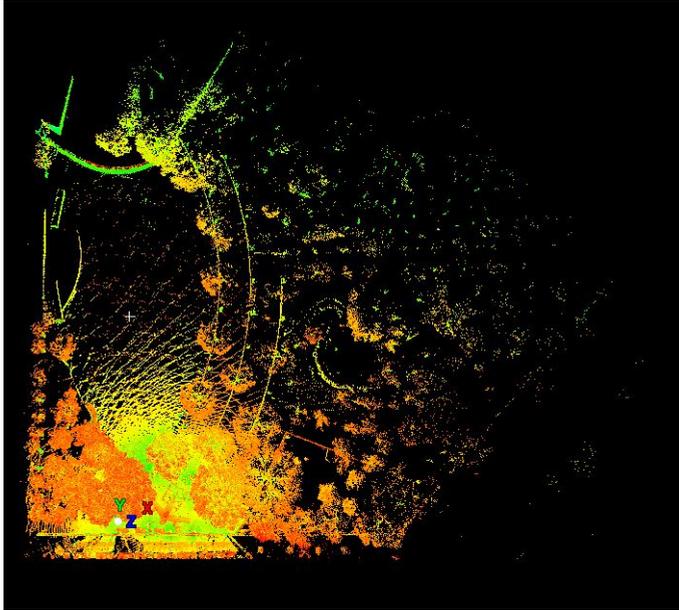
La nube de puntos completa que se obtuvo del proceso de unión puede visualizarse en la Figura 4.28. A partir de ésta, se utilizó la herramienta *Fence* para eliminar los puntos innecesarios, como puede observarse desde la Figura 4.29 a la 4.39:



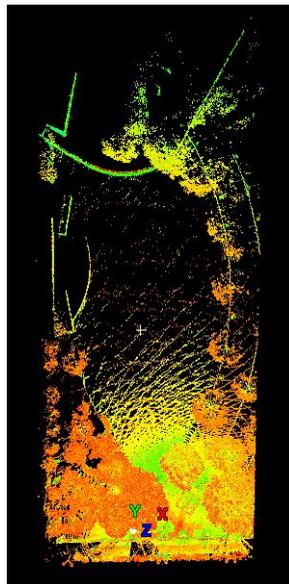
**Figura 4.28:** Nube de puntos completa en bruto



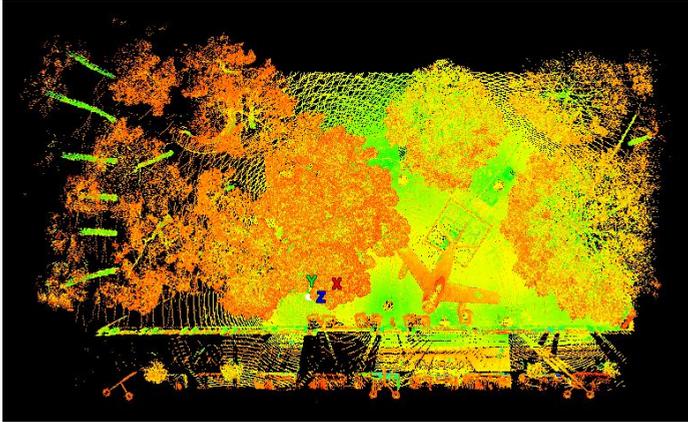
**Figura 4.29:** Limpieza de los edificios frente al parque



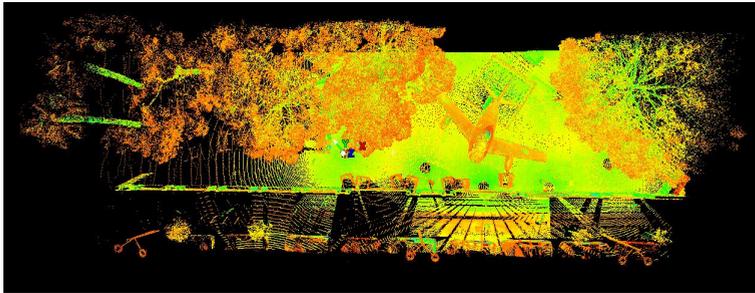
**Figura 4.30:** Limpieza de la zona izquierda del parque



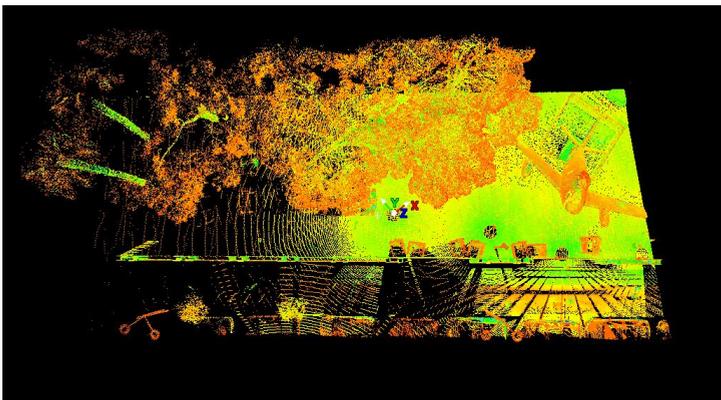
**Figura 4.31:** Limpieza de la zona derecha del parque



**Figura 4.32:** Limpieza de la zona del fondo del parque



**Figura 4.33:** Limpieza de los árboles de detrás de la aeronave



**Figura 4.34:** Limpieza de los árboles a la derecha de la aeronave

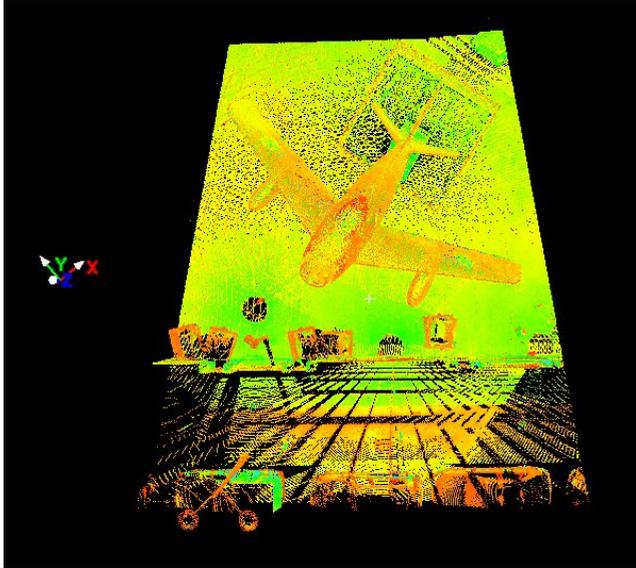


Figura 4.35: Limpieza de los árboles a la izquierda de la aeronave

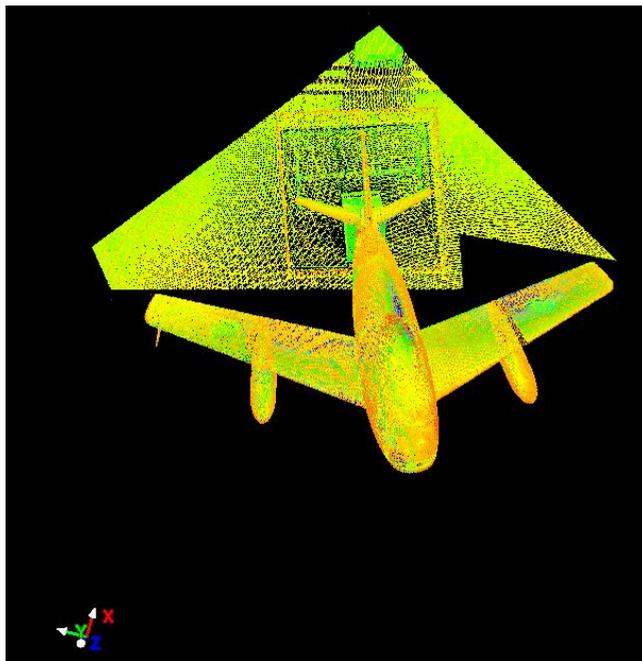


Figura 4.36: Limpieza de la reja del parque

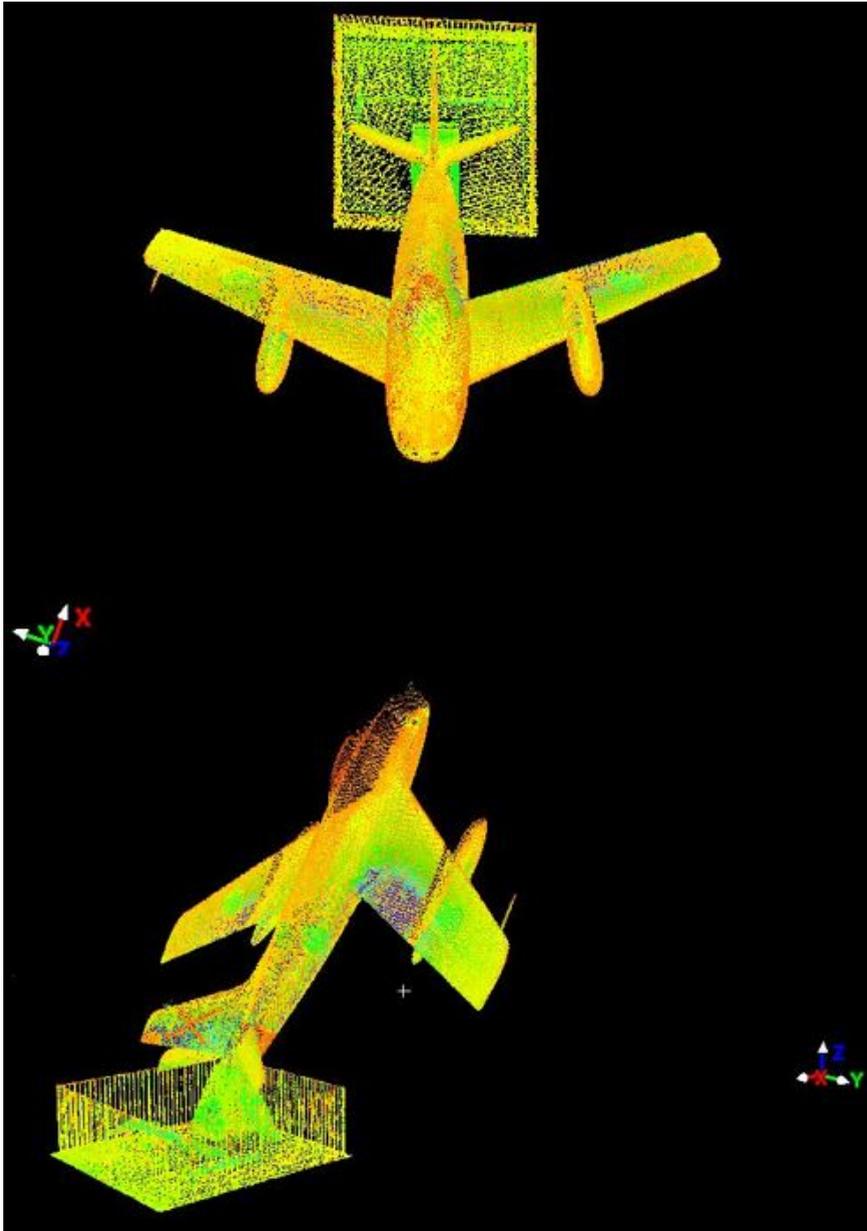


Figura 4.37: Limpieza del suelo del parque

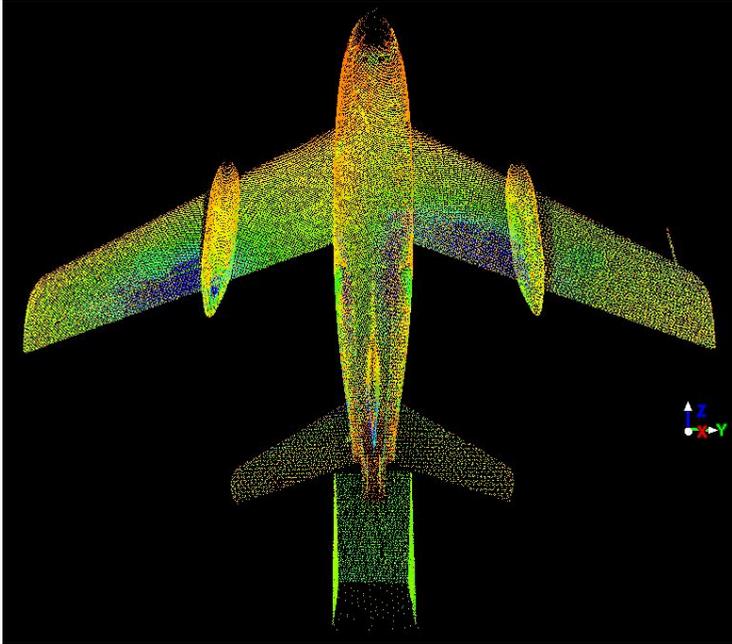


Figura 4.38: Limpieza de la valla alrededor de la aeronave

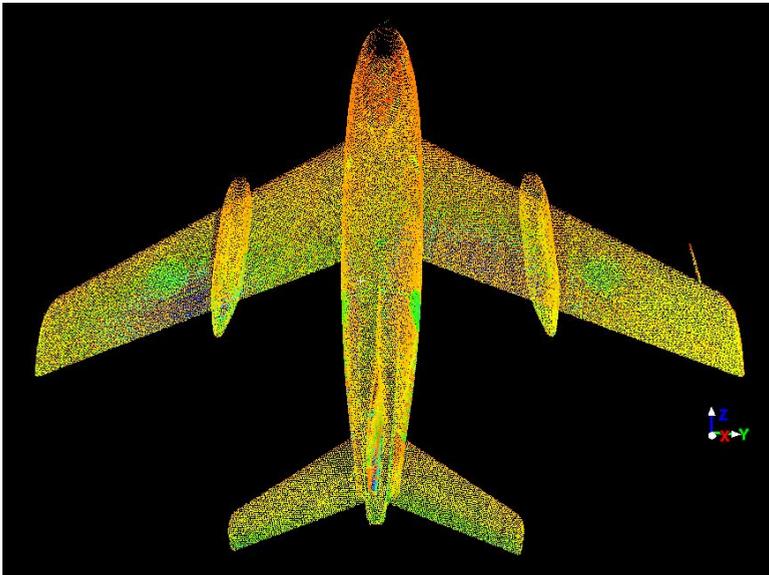
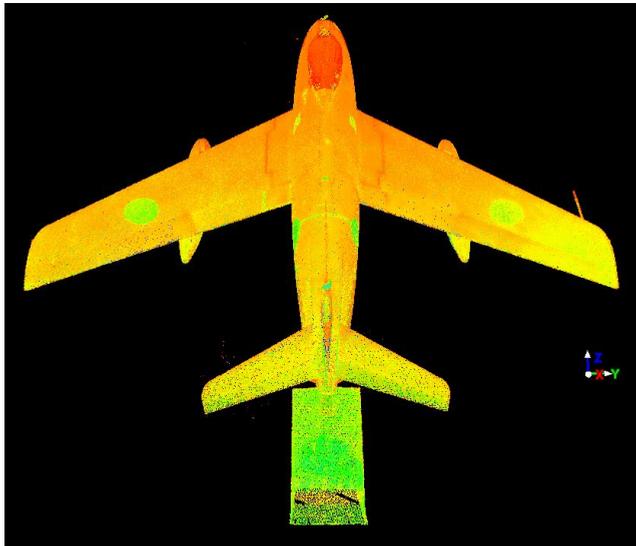
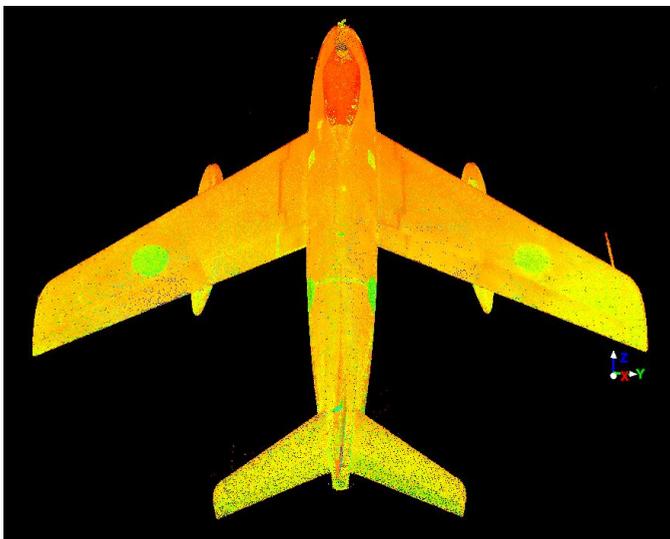


Figura 4.39: Limpieza del soporte que sostiene a la aeronave

Con estas dos últimas limpiezas (Figuras 4.38 y 4.39), se obtuvieron las nubes de puntos que definían la aeronave, con y sin su soporte. El siguiente paso, consistió en unificar las 12 nubes de puntos en una nube única. Para ello, en *Cyclone* se utiliza *Selection* → *SelectAll* seguido de *Tools* → *Unify Clouds...*



**Figura 4.40:** Unión de la aeronave con soporte (CS)



**Figura 4.41:** Unión de la aeronave sin soporte (SS)

En los *ModelSpaces* utilizados, el programa no cargaba todos los puntos para no saturarse. Sin embargo, al aplicar la unificación de nubes de puntos, los ocultos aparecieron, permitiendo una gran visualización del objeto en cuestión.

Como las nubes de puntos se iban a introducir en un software de 3D, interesaba que se encontraran en la posición adecuada con respecto al sistema de referencia (SR). Por ello, se procedió a cambiar el origen de coordenadas.

Para cambiar su posición, se seleccionó un punto de la nube mediante *Pick Mode* y se aplicó *View* → *Coordinate System* → *Set Origin*. Para cambiar la orientación de sus ejes, hubo que tener en cuenta cuántos había que variar.

En el caso de la aeronave con el soporte, el origen de coordenadas se posicionó en la parte trasera del soporte. El plano XY del SR se corresponde con el plano de apoyo del mismo (y, por ende, el eje Z). Esto se debe a que, en el primer escaneo (que define el SR), se realizó una calibración del dispositivo. Gracias a ello, tan sólo hubo que definir la dirección de uno de los otros dos ejes. Primero, se seleccionaron dos puntos de la nube (que forman un eje) mediante *Pick Mode* y se crearon dos vértices con *Create Object* → *From Pick Points* → *Vertex*. Estos se usaron para generar un segmento de línea que indicaba la dirección en la que se deseaba que fuera el eje. Por último, utilizando el segmento junto con *View* → *Coordinate System* → *Set Using One Axis* → *X*, se orientó el SR con el eje X apuntando hacia el frente de la aeronave, y el eje Y hacia la izquierda.

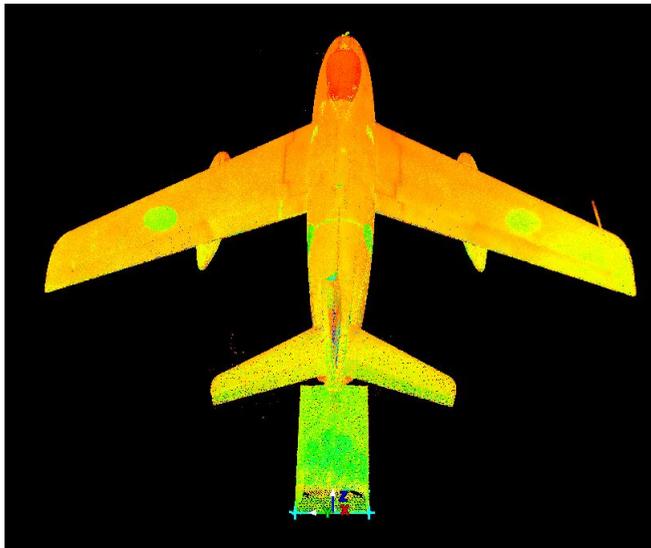


Figura 4.42: Cambio del SR en la nube con soporte

En el caso de la aeronave sin el soporte, se situó el SR en el fuselaje del avión siguiendo el procedimiento utilizado en el caso anterior. El eje Z establecido no se correspondía con el deseado, por lo que hubo que realizar algunas operaciones más que en la otra nube de puntos. Para ello, se generaron tres vértices (que definían un plano) y dos segmentos de línea que unían uno de los vértices con cada uno de los otros dos. Finalmente, utilizando *View* → *Coordinate System* → *Set Using Two Axis* → *X then Y* se determinó el nuevo SR. Hay que tener en cuenta que existen otras posibilidades a la hora de asignar los ejes como *Y then X*, *Z then X*, *Z then Y*,..., por lo que el orden en el que se seleccionan los segmentos y la elección del comando comentado son importantes. Con todo ello, se definieron las direcciones de X e Y, estableciendo el plano XY y definiendo a su vez Z.

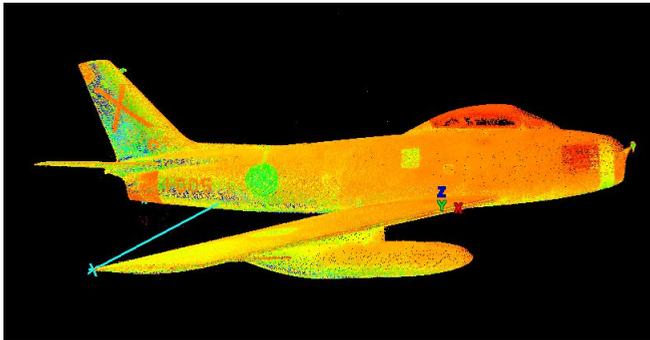


Figura 4.43: Cambio del SR en la nube sin soporte

El sistema de referencia de la aeronave sin soporte se definió de esta forma ya que habitualmente se utiliza el Sistema de Ejes Cuerpo (Figura 4.44), en el cual la dirección del eje X es hacia el morro del avión, el eje Y hacia el ala derecha y el eje Z el perpendicular a ambos, es decir, hacia abajo. Al haberse especificado en este caso el sentido del eje Y hacia el ala izquierda, el sentido del eje Z fue hacia arriba.

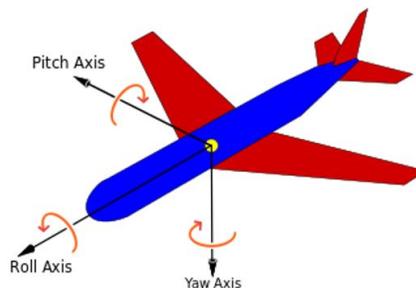
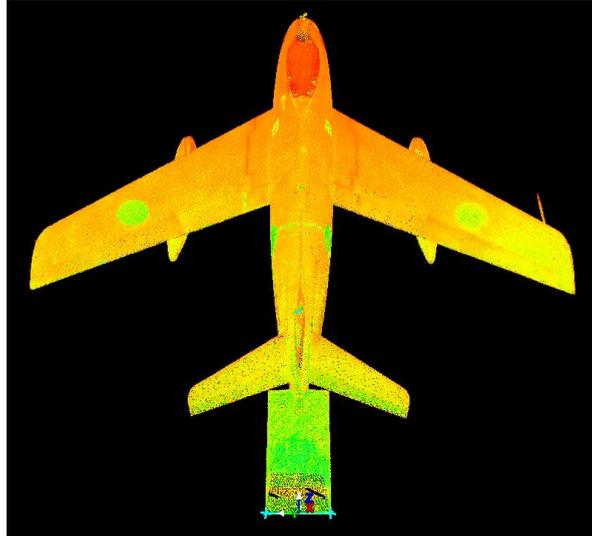
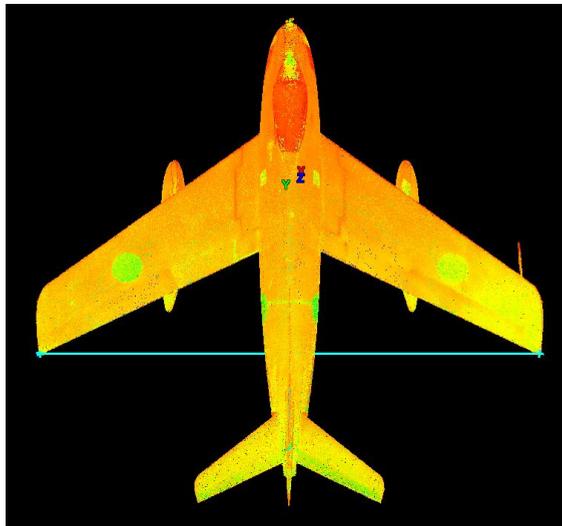


Figura 4.44: Sistema de Ejes Cuerpo: X (Roll), Y(Pitch), Z(Yaw)

Una vez unificadas las nubes de puntos, y cambiados los sistemas de referencia, se procedió a la limpieza final. Al realizar la unificación, aparecieron puntos alrededor de la aeronave, que previamente no podían visualizarse. Por ello debían ser eliminados, utilizando de nuevo la herramienta *Fence*.

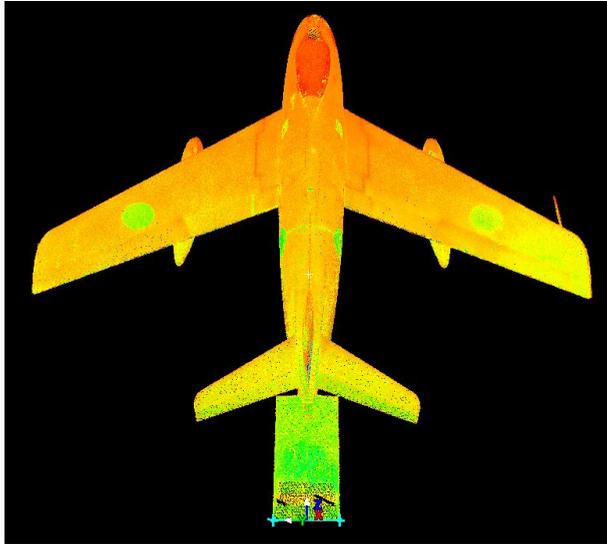


**Figura 4.45:** Limpieza final de la nube con soporte

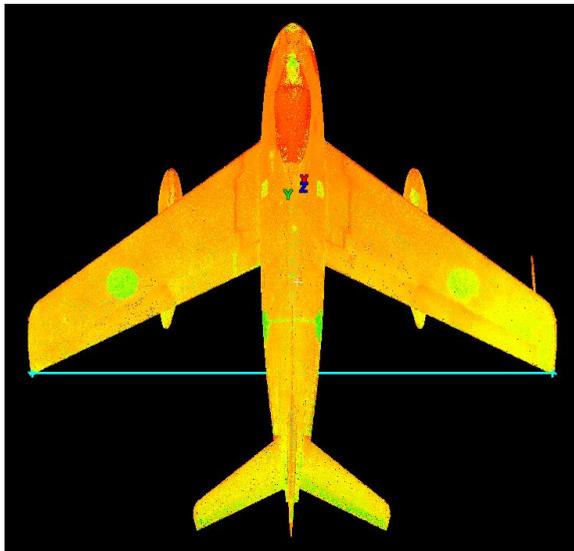


**Figura 4.46:** Limpieza final de la nube sin soporte

Además, como se ha comentado en la Figura 4.27, al ser un entorno natural, se escanearon un par de palomas apoyadas en el morro y el empenaje de la aeronave, por lo que hubo que realizar una limpieza cuidadosa con tal de no eliminar ninguna parte.

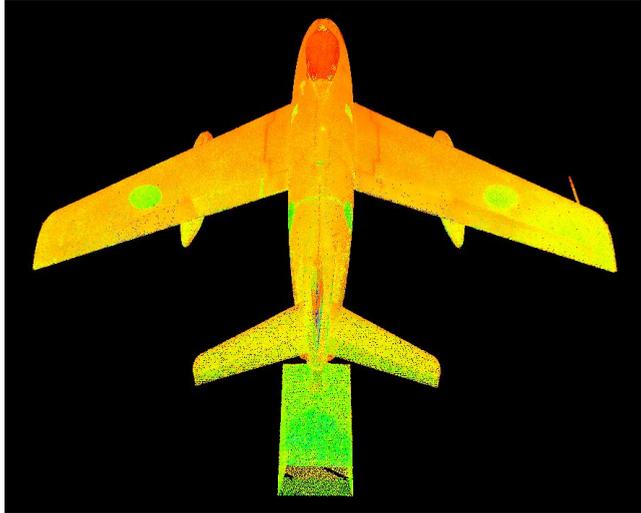


**Figura 4.47:** Limpieza de las palomas de la nube con soporte

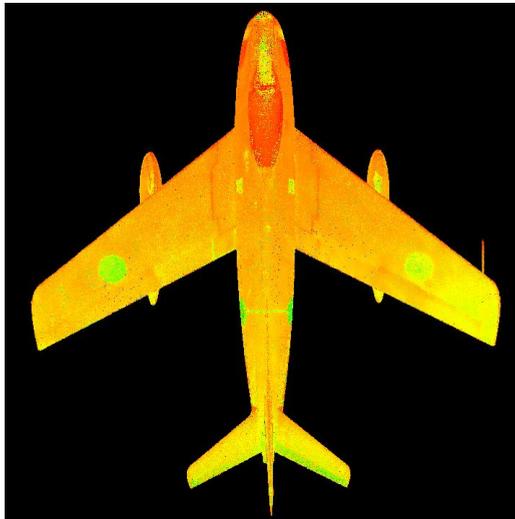


**Figura 4.48:** Limpieza de las palomas de la nube sin soporte

Finalmente, se consiguió obtener dos nubes de puntos de la aeronave, con y sin soporte (Figuras 4.49 y 4.50 respectivamente), que definían su geometría a escala real y con gran nivel de detalle. Éstas se exportaron como *SabreCS.pts* y *SabreSS.pts*. El objetivo fue que pudieran ser posteriormente procesadas mediante un programa de diseño 3D.



**Figura 4.49:** Nube de puntos final de la aeronave con soporte

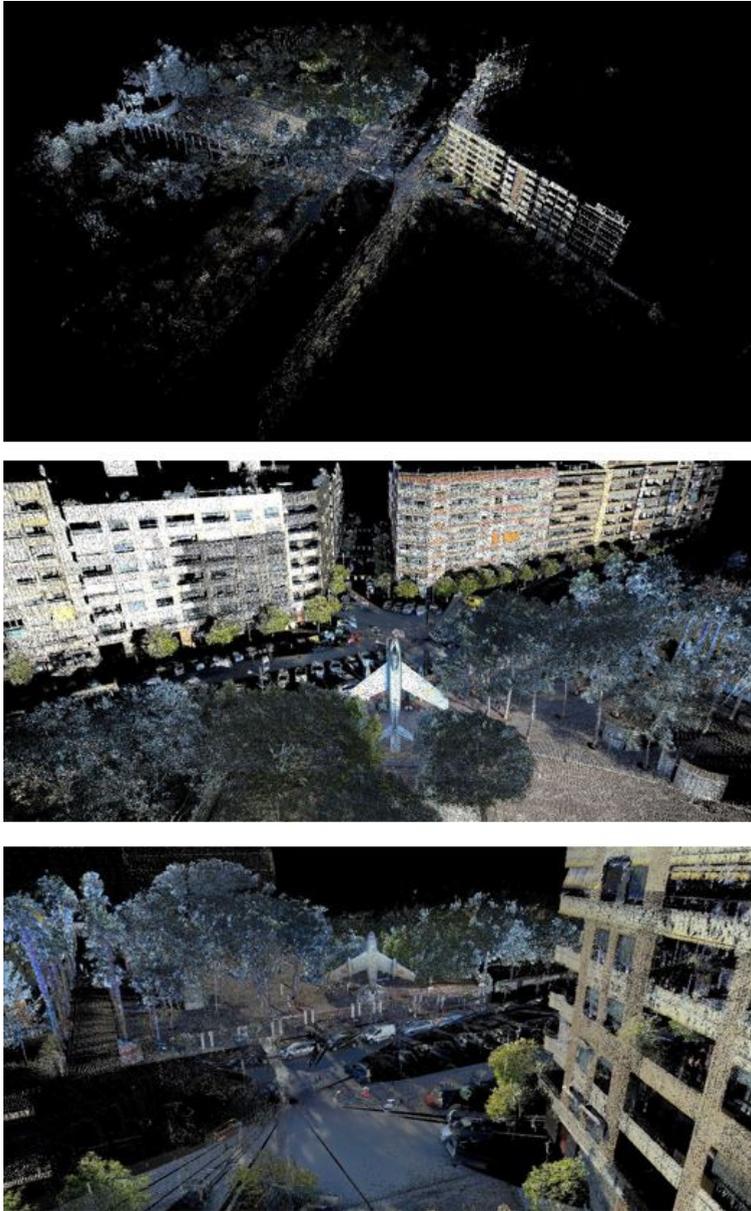


**Figura 4.50:** Nube de puntos final de la aeronave sin soporte

## Modelado 3D de un avión F-86F Sabre

---

Por otra parte, se creó una nueva copia del *ModelSpace* en bruto y se aplicó el comando *Unify*, para observar el entorno completo que había sido registrado por el láser-escáner.

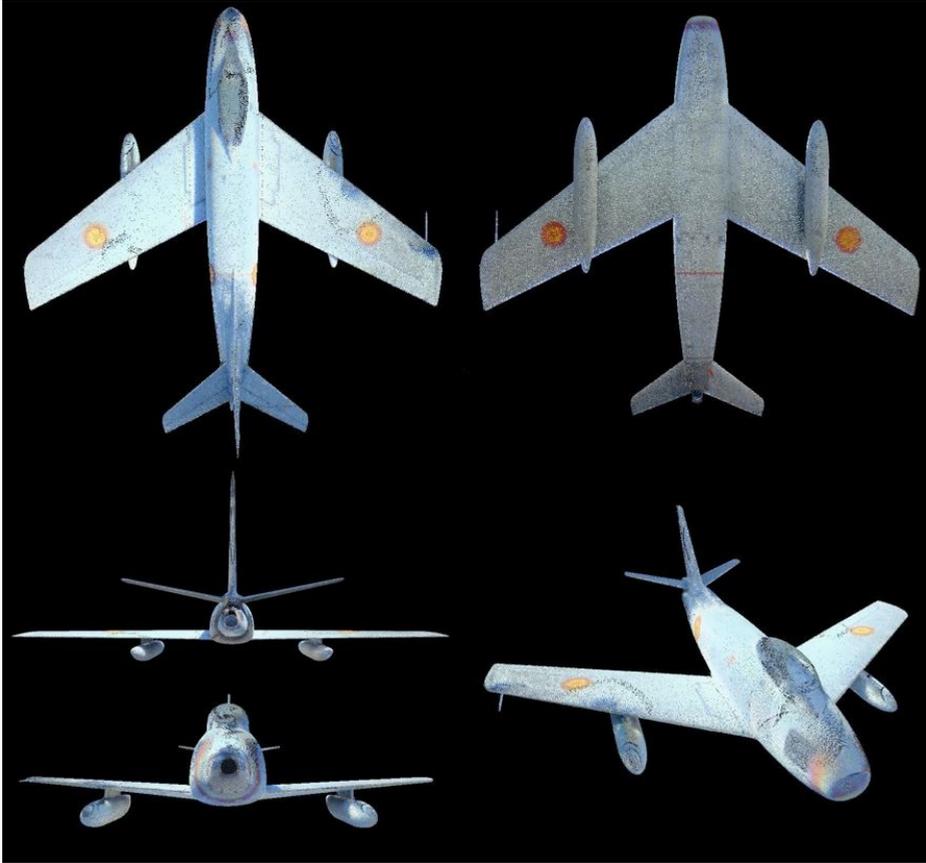


**Figura 4.51:** Conjunto de las 12 nubes de puntos unidas

En consecuencia, ya habiéndose obtenido las nubes que definían con una gran precisión la geometría del F-86F Sabre del Parque del Oeste, se pudo considerar que el levantamiento de la aeronave estaba terminado.

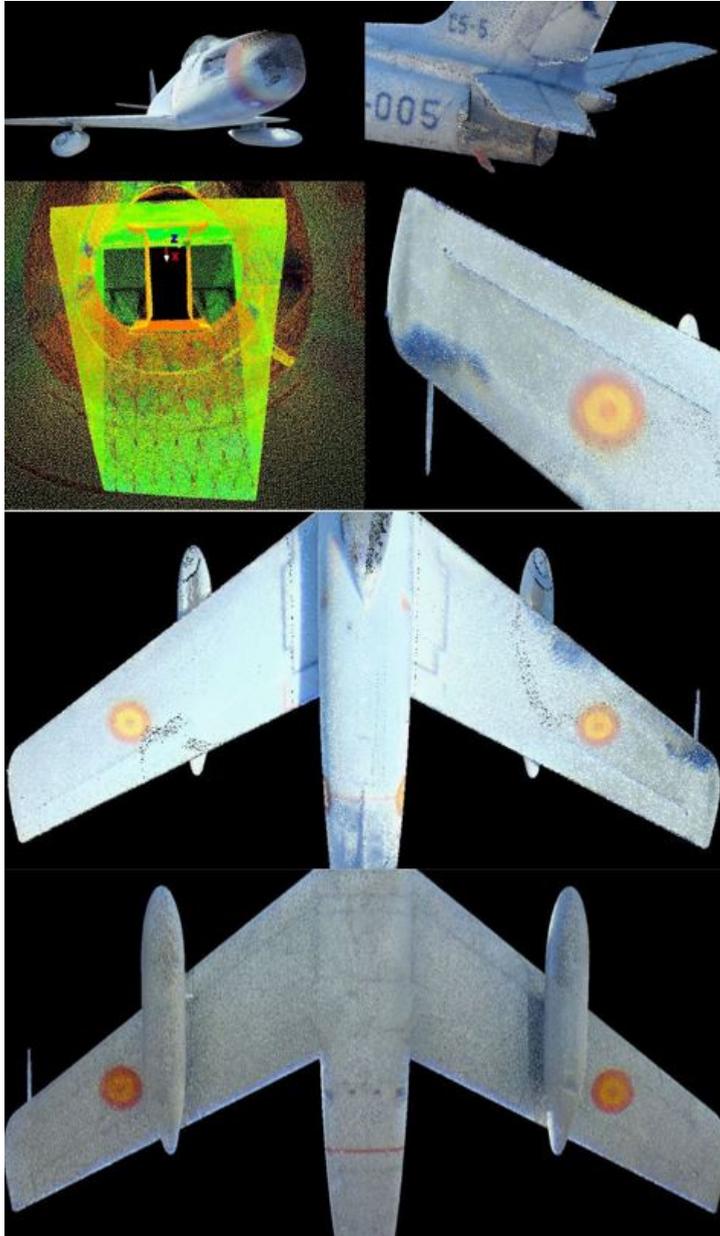


**Figura 4.52:** Visualización final de la aeronave con soporte



**Figura 4.53:** Visualización final de la aeronave sin soporte

Un aspecto a tener en cuenta, es que con el escaneado realizado, se consiguieron unas nubes con un gran nivel de detalle, como puede observarse en la Figura 4.54.



**Figura 4.54:** Detalles de las nubes de puntos finales

## 4.5 Comprobación de medidas

Teniendo en cuenta que el programa *Leica Cyclone* permite medir distancias entre puntos de la nube, se pudo realizar un estudio de precisión de las medidas y una comprobación del alcance del Trimble TX6. Para poder efectuar las mediciones, se han de escoger dos puntos de la nube y aplicar los comandos *Tools* → *Measure* → *Distance* → *Point to Point*.

### 4.5.1 Estudio de precisión

El estudio consistió en comparar las medidas reales del F-86F-40-NA Sabre con las medidas tomadas en dicho programa, evaluando la precisión que se puede obtener utilizando un dispositivo de láser-escáner y determinando el error de las mismas.

Magnitud	Valor	
<b>b</b>	39,110 <i>ft</i>	11,921 <i>m</i>
<b>L</b>	37,540 <i>ft</i>	11,442 <i>m</i>
<b>H</b>	14,740 <i>ft</i>	4,493 <i>m</i>
<b>S<sub>w</sub></b>	313,370 <i>sqft</i>	29,113 <i>m<sup>2</sup></i>

**Tabla 4.1:** Medidas reales del F-86F-40-NA Sabre

En la Tabla 4.1, se muestran las medidas reales de la aeronave [2]. Éstas se convirtieron al sistema internacional mediante el factor de conversión:

$$f(m) = g(ft) \cdot \frac{0,3048m}{1ft} \quad (4.1)$$

$$f(m^2) = g(sqft) \cdot \frac{(0,3048m)^2}{1sqft} \quad (4.2)$$

De esa forma, al estar los datos obtenidos de *Cyclone* también en el sistema internacional, la comparación entre cada medida fue más sencilla.

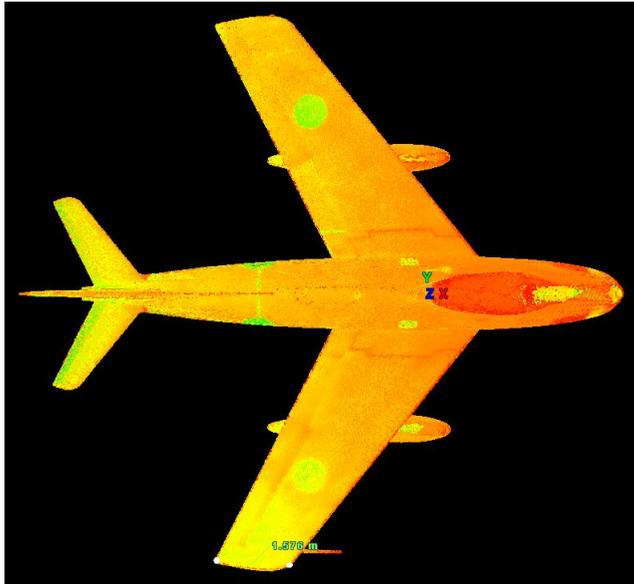
Seguidamente, desde la Figura 4.55 hasta la 4.68, se pueden visualizar las medidas tomadas mediante el programa de *Leica Geosystems*.



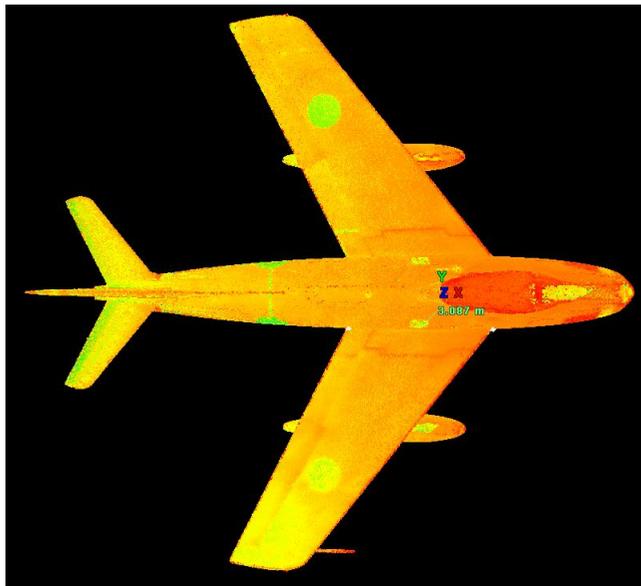
**Figura 4.55:** Medida de la envergadura del F-86F Sabre,  $b = 11,917m$



**Figura 4.56:** Medida de la longitud del F-86F Sabre,  $L = 11,464m$



**Figura 4.57:** Medida de la cuerda en la punta del ala,  $c_{tw} = 1,576m$



**Figura 4.58:** Medida de la cuerda en el encastre del ala,  $c_{rw} = 3,087m$

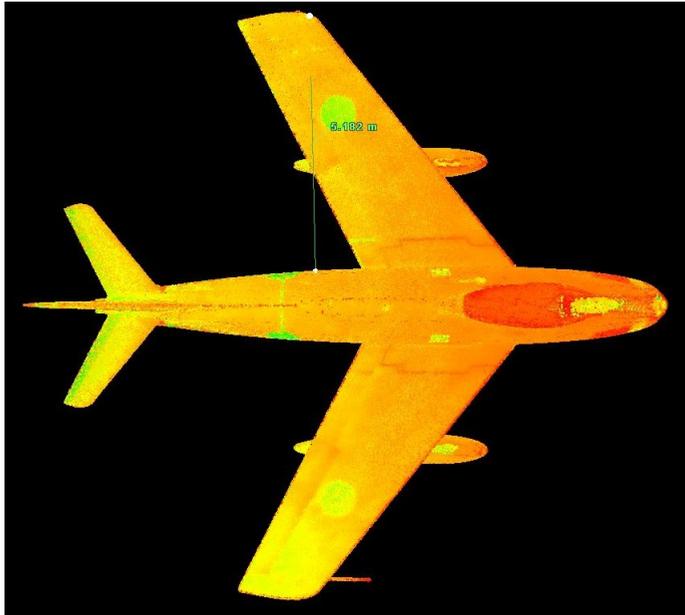


Figura 4.59: Medida de la longitud de un ala,  $l_w = 5,182m$

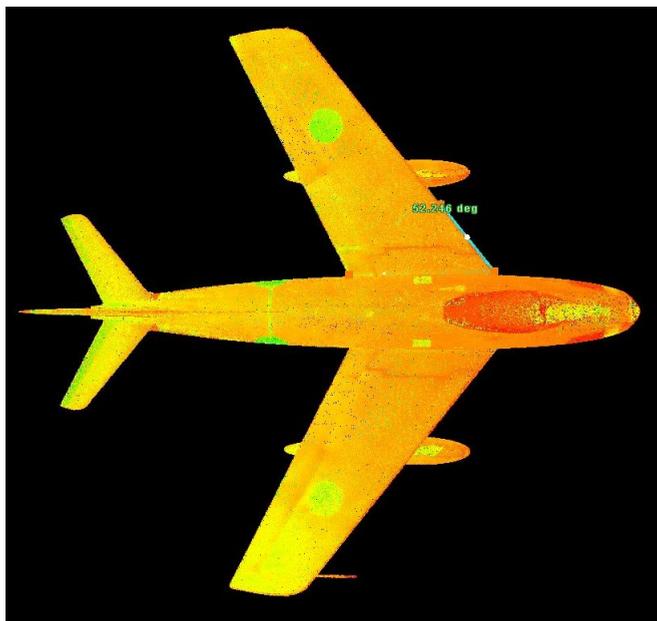
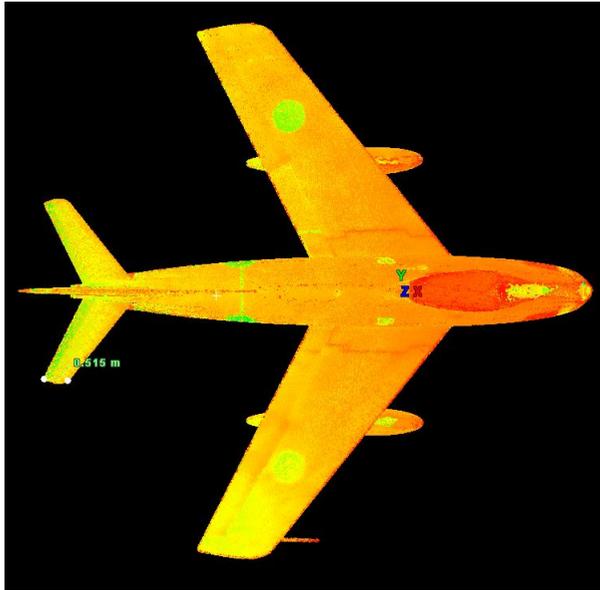
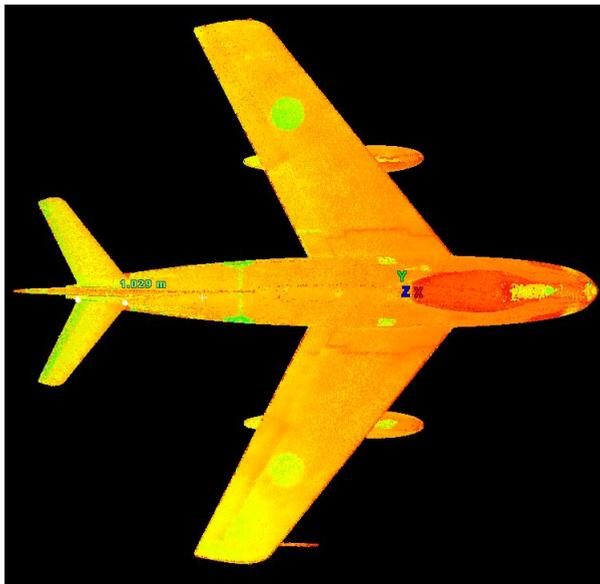


Figura 4.60: Medida del ángulo del ala respecto de X,  $\theta_{0w} = 52,246^\circ$



**Figura 4.61:** Medida de la cuerda en la punta del estabilizador horizontal,  $c_{th} = 0,515m$



**Figura 4.62:** Medida de la cuerda en el encastre del estabilizador horizontal,  $c_{rh} = 1,029m$

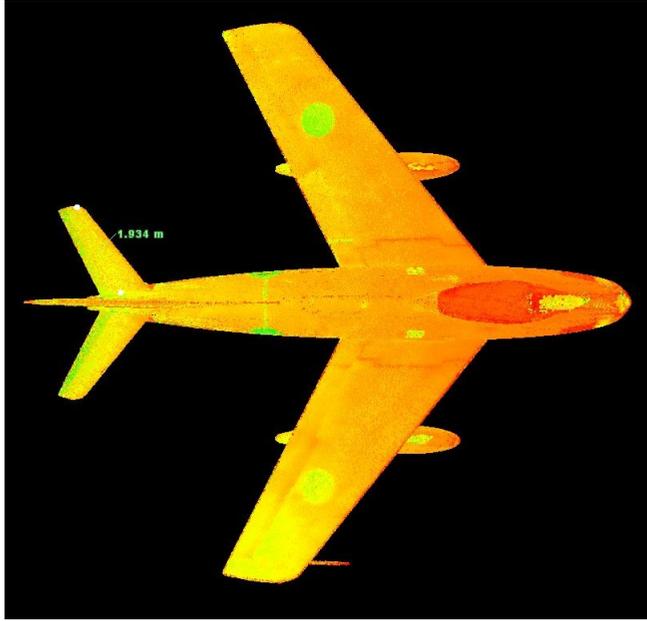


Figura 4.63: Medida de la longitud de un estabilizador horizontal,  $l_h = 1,934m$

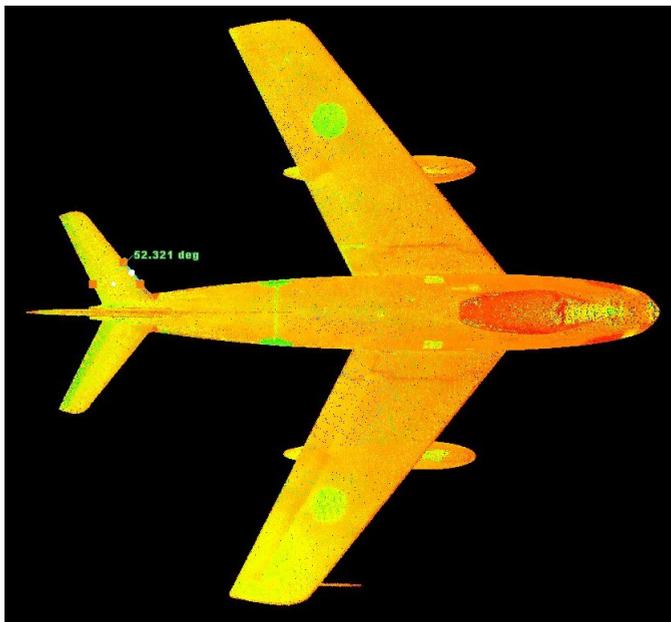


Figura 4.64: Medida del ángulo del estabilizador horizontal respecto de X,  $\Theta_{0h} = 52,321^\circ$

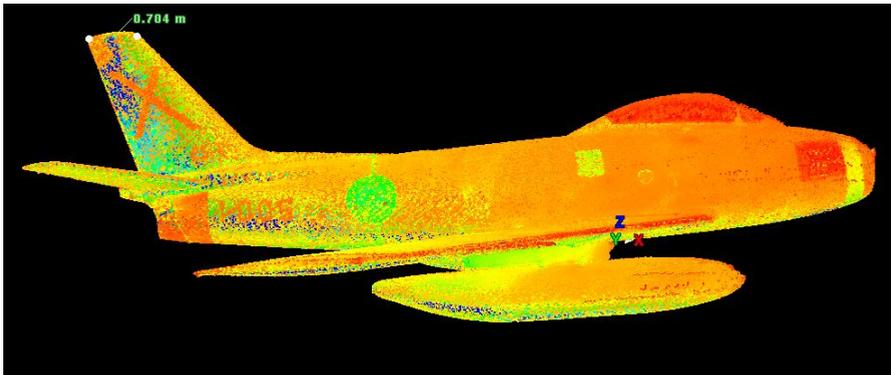


Figura 4.65: Medida de la cuerda en la punta del estabilizador vertical,  $c_{tv} = 0,704m$

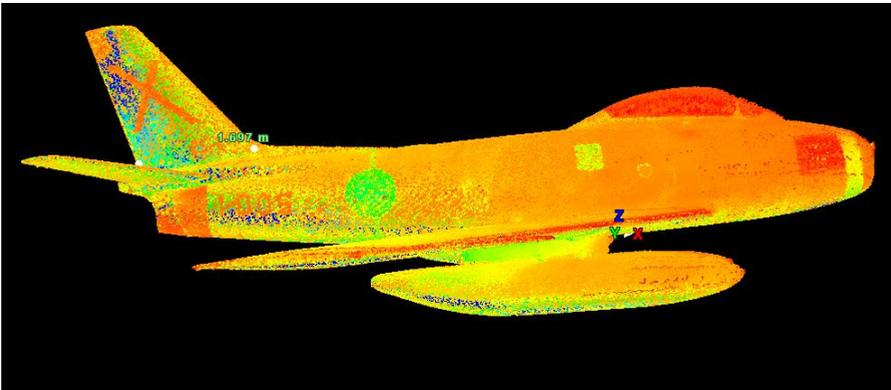


Figura 4.66: Medida de la cuerda en el encastre del estabilizador vertical,  $c_{tv} = 1,697m$

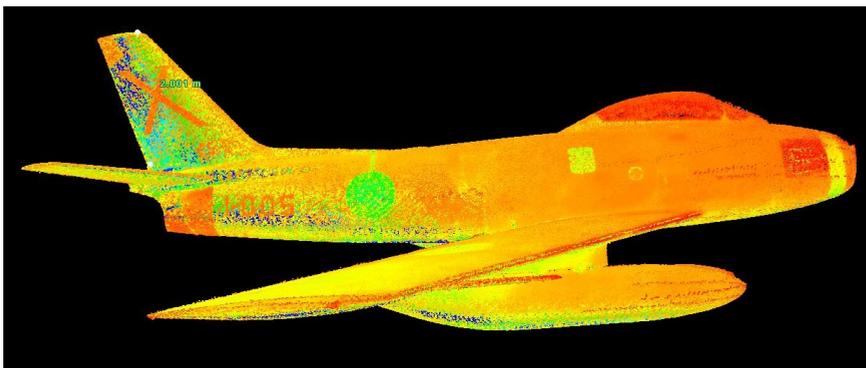
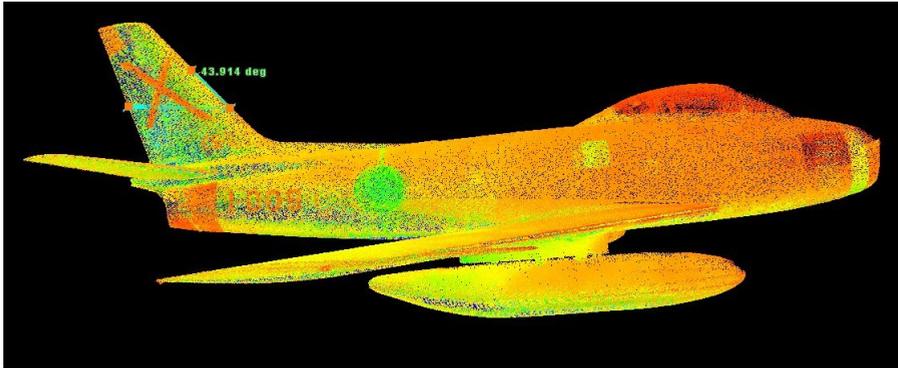


Figura 4.67: Medida de la longitud del estabilizador vertical,  $l_v = 2,001m$



**Figura 4.68:** Medida del ángulo del estabilizador vertical con X,  $\theta_{0v} = 43,914^\circ$

Para continuar con la comparación, primero hubo que realizar algunos cálculos para poder utilizar los datos obtenidos. Por ejemplo, para obtener el ángulo de la flecha del borde de ataque de cada superficie sustentadora, hubo que tener en cuenta la relación que existe entre ángulos complementarios:

$$\Lambda_0 = 90^\circ - \Theta_0 \quad (4.3)$$

Por otra parte, para calcular las superficies sustentadoras, se aproximó la forma de las alas y los estabilizadores a unos trapecios. Además, teniendo en cuenta que la aeronave posee dos alas y dos estabilizadores horizontales pero sólo uno vertical, el cálculo de cada una de las superficies se definió de la siguiente forma:

$$S_w = 2 \left( \frac{c_{rw} + c_{tw}}{2} \cdot l_w \right) \quad (4.4)$$

$$S_h = 2 \left( \frac{c_{rh} + c_{th}}{2} \cdot l_h \right) \quad (4.5)$$

$$S_v = 1 \left( \frac{c_{rv} + c_{tv}}{2} \cdot l_v \right) \quad (4.6)$$

Asimismo, se tuvo en cuenta que la superficie mojada, que se define como la superficie en contacto con el aire, equivalía al doble de las expuestas en las ecuaciones anteriores:

$$S_{mi} = 2 \cdot S_i \quad (4.7)$$

Gracias a todos estos cálculos y consideraciones, en la Tabla 4.2 puede visualizarse un resumen de todas las medidas tomadas y calculadas:

<b>Magnitud</b>	<b>Valor</b>	<b>Magnitud</b>	<b>Valor</b>
<b>b</b>	11,917 m	<b>c<sub>tv</sub></b>	0,704 m
<b>L</b>	11,464 m	<b>c<sub>rv</sub></b>	1,697 m
<b>c<sub>tw</sub></b>	1,576 m	<b>l<sub>v</sub></b>	2,001 m
<b>c<sub>rw</sub></b>	3,087 m	<b>S<sub>v</sub></b>	2,402 m <sup>2</sup>
<b>l<sub>w</sub></b>	5,182 m	<b>S<sub>mv</sub></b>	4,804 m <sup>2</sup>
<b>S<sub>w</sub></b>	24,164 m <sup>2</sup>	<b>Θ<sub>0w</sub></b>	52,246 °
<b>S<sub>mw</sub></b>	48,327 m <sup>2</sup>	<b>Λ<sub>0w</sub></b>	37,754 °
<b>c<sub>th</sub></b>	0,515 m	<b>Θ<sub>0h</sub></b>	52,321 °
<b>c<sub>rh</sub></b>	1,029 m	<b>Λ<sub>0h</sub></b>	37,676 °
<b>l<sub>h</sub></b>	1,934 m	<b>Θ<sub>0v</sub></b>	43,914 °
<b>S<sub>h</sub></b>	2,986 m <sup>2</sup>	<b>Λ<sub>0v</sub></b>	46,086 °
<b>S<sub>mh</sub></b>	5,972 m <sup>2</sup>		

**Tabla 4.2:** Medidas en *Cyclone* del F-86F-40-NA Sabre

Finalmente, se pudo realizar un estudio comparativo de algunas medidas de la aeronave. Para ello, se obtuvo el error relativo entre ambas variables, empleando la siguiente ecuación:

$$\%Error = 100 \left( \frac{MedidaReal - MedidaCyclone}{MedidaReal} \right) \quad (4.8)$$

Sin embargo, sólo pudo calcularse el error de tres de las magnitudes mostradas. Esto se debió a que no se hallaron fuentes que comunicaran los valores reales de la cuerda, flecha o dato alguno sobre los estabilizadores. Al mismo tiempo, aunque sí se halló la altura de la aeronave, esta medida tenía en cuenta el tren de aterrizaje, del cual no se posee información en el programa *Cyclone*.

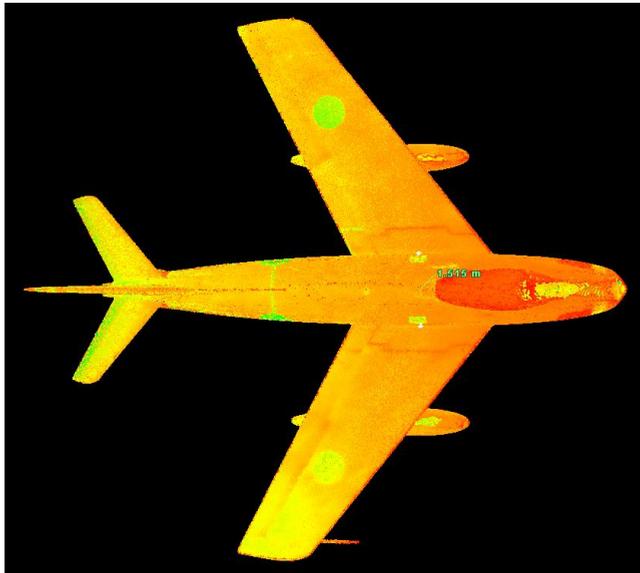
En la Tabla 4.3, se muestran las comparaciones que pudieron finalizarse.

Magnitud	Medida Real	Medida en Cyclone	% Error
<b>b</b>	11,921 m	11,917 m	0,031 %
<b>L</b>	11,442 m	11,464 m	0,191 %
<b>S<sub>w</sub></b>	29,113 m <sup>2</sup>	24,164 m <sup>2</sup>	17,000 %

**Tabla 4.3:** Porcentajes de error entre las medidas reales y las tomadas en *Cyclone*

Como se puede observar, en el caso de la envergadura y la longitud de la aeronave, el error obtenido es muy pequeño, ya que no alcanza ni el 0,2% en ninguno de los dos casos. Sin embargo, en el caso de la superficie alar, el error es mayor, llegando al 17%. Esto se debe a que, en el cálculo con *Cyclone*, la forma del ala se aproximó a un trapecio y a que se calculó teniendo en cuenta tres medidas. Dicho programa muestra la distancia entre dos puntos de la nube que deben seleccionarse, generando un error si no se escogen en la zona exacta.

Asimismo, se tuvo en cuenta la posibilidad de que la medida real se hubiera obtenido teniendo en cuenta la superficie alar imaginaria del interior del fuselaje. Esto suele realizarse en algunos cálculos aerodinámicos ya que se toma como superficie la sección proyectada del ala sobre el suelo.



**Figura 4.69:** Medida del diámetro del fuselaje,  $D = 1,515m$

Conociendo el diámetro del fuselaje (Figura 4.69) y la cuerda en el encastre alar, pudo calcularse la sección rectangular extra del interior de la aeronave.

$$S_x = c_{rw} \cdot D = 3,087m \cdot 1,515m = 4,677m^2 \quad (4.9)$$

Sumando dicha sección a la superficie calculada anteriormente y realizando de nuevo el cálculo de errores, se obtuvieron los siguientes resultados:

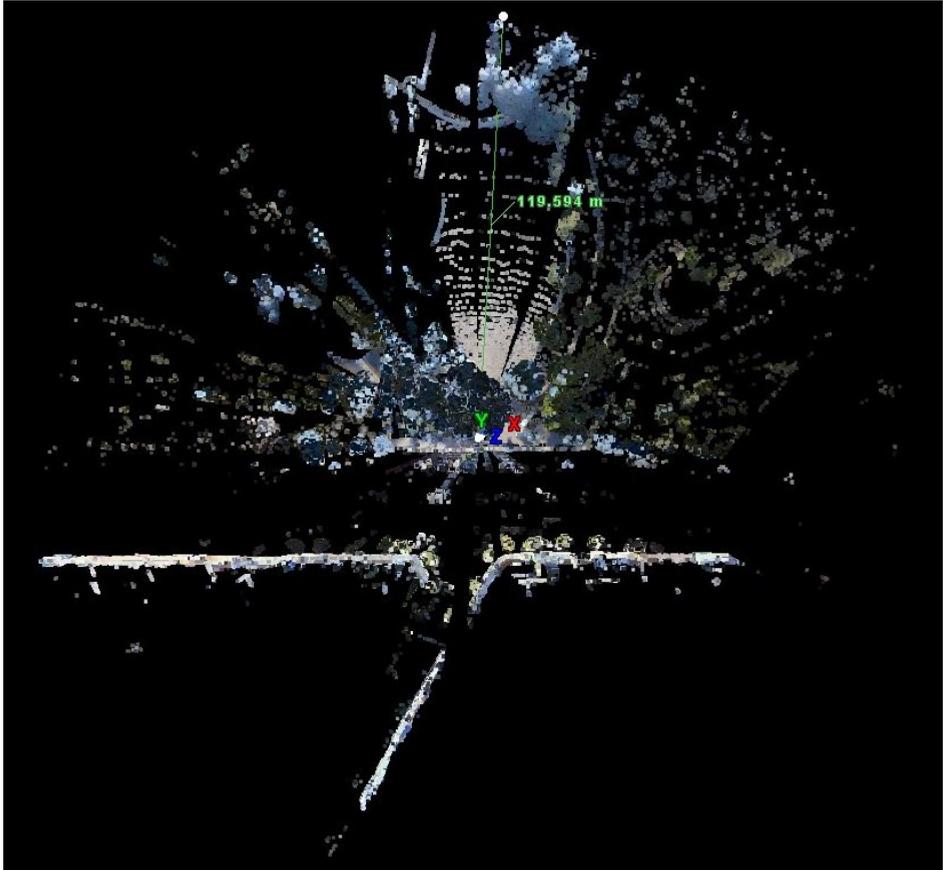
Magnitud	Medida Real	Medida en Cyclone	% Error
<b>b</b>	11,921 m	11,917 m	0,031 %
<b>L</b>	11,442 m	11,464 m	0,191 %
<b>S<sub>w+x</sub></b>	29,113 m <sup>2</sup>	28,840 m <sup>2</sup>	0,936 %

**Tabla 4.4:** Porcentajes de error finales entre las medidas reales y las tomadas en *Cyclone*

Como puede observarse, los errores finales tienen valores inferiores al 1%, por lo que puede asumirse que con el sistema de escaneo se obtienen muy buenos resultados. El error existente en la comparación de la superficie alar se debe, como ya se ha explicado anteriormente, a que se ha obtenido por medio de relaciones entre diversas medidas. Lo que se debe tener en cuenta es que, a la hora de comparar medidas entre la realidad y el programa *Cyclone*, es cómo está definida cada distancia o ángulo. De lo contrario, al igual que con la superficie alar, podría suponerse que existe un error de medida, cuando se trata de un error de definición.

#### 4.5.2 Comprobación del alcance

Por otra parte, la comprobación consistió en verificar si es cierto que el láser-escáner puede llegar a registrar hasta los 120 metros. Para ello, en el *ScanWorld* del primer estacionamiento, se realizó una medida del alcance máximo del mismo. Mediante la herramienta de selección múltiple, se escogió un punto cercano al origen y otro punto lo más lejano posible y se aplicaron los comandos necesarios para visualizar la medida.



**Figura 4.70:** Demostración del alcance de 120 metros del láser-escáner (*Dato: 119,594m*)

Como se puede observar en la Figura 4.70, el dispositivo sí alcanzó a registrar a una distancia de 120 metros, como se exponía en sus especificaciones. Esto permite que, en caso de tener que registrar una zona muy amplia, no sean necesarios una gran cantidad de estacionamientos, ahorrando esfuerzo y trabajo en el procesado de puntos.



---

## Capítulo 5

# Modelación 3D

En este apartado, se explica cómo se generó el mallado 3D, con el objetivo de conseguir un modelo detallada del avión real. El software *3DReshaper* se utilizó para generar tanto la malla del avión en solitario como la del avión junto con el soporte. Para solucionar determinados errores se usó *Meshmixer* y para diseñar algunos elementos adicionales *Fusion 360*. La malla objetivo que se quería obtener debía ser sana, completa y continua, en la que se distinguieran los detalles característicos de la aeronave.

### 5.1 Malla de la aeronave

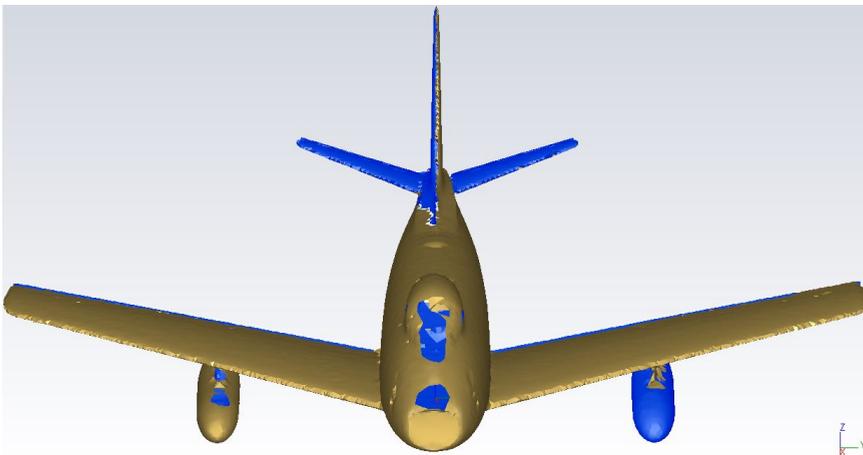
El primer paso para crear la malla tridimensional del avión, fue utilizar los comandos *Importar* → *Importar nubes* → *Añadir...* → *SabreSS.pts* → *Abrir* → *Aceptar* para importar la nube de puntos al entorno de *3DReshaper* (Figura 5.1). Además, se desactivó la opción de *Reducir nubes de puntos...*, para no perder información obtenida mediante al escaneo por puntos.

Para generar la primera malla, se seleccionó la nube de puntos importada, seguida de *Cuadrícula* → *Cuadrícula 3D*. Con ello, se abrió una pestaña donde se pudieron elegir parámetros, con la opción de una visualización previa del resultado que se conseguía. La malla creada estaba formada por la unión de poliedros triangulares, con una de sus caras de color dorado (la cual indica la normal de la superficie de la malla) y el resto de color azul. Para determinar cuáles eran los valores óptimos para obtener un mallado con el nivel de detalle deseado, se realizó un estudio comparativo de errores. Entre estos, pudieron encontrarse la ausencia o el exceso de poliedros en la malla, así como poliedros volteados, exponiendo las caras de color azul en lugar de la dorada.



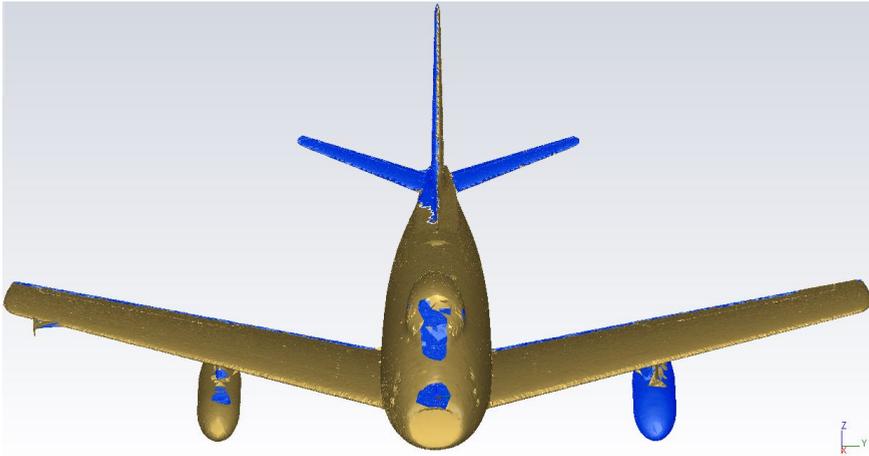
**Figura 5.1:** Nube de puntos del F-86F Sabre en *3DReshaper*

Para generar la primera malla, se seleccionaron las opciones *Reducción de ruido* → *Muestreo normal* → *Distancia promedio entre puntos* → *0,06* y *Gestión de orificios* → *Detección de orificios* → *Tamaño del triángulo* → *0,18*, obteniendo la Figura 5.2. La *Distancia promedio entre puntos* por defecto es la real, además de existir una relación proporcional de 3 con el *Tamaño del triángulo*. Sin embargo, para generar este primer mallado en bruto, se utilizó un valor algo mayor que el indicado.[12]



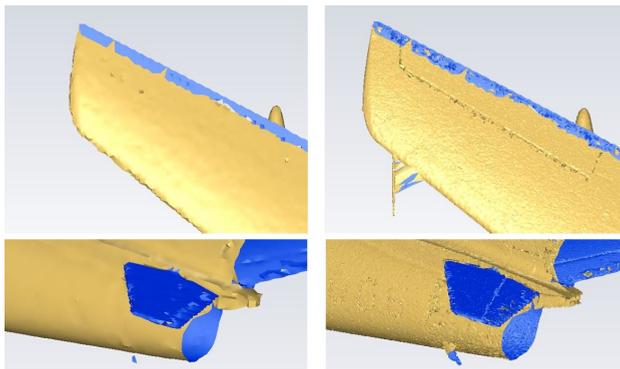
**Figura 5.2:** Primera malla creada mediante *3DReshaper*

Como se puede ver, la malla creada poseía diversos ejemplos de los errores comentados. Para solucionar en lo posible estos problemas, se realizó un primer refinado (5.3), usando la opción *Refinar cuadrícula* → *A partir de nube de puntos*, habiendo seleccionado previamente tanto la malla como la nube. Aplicando los comandos *Método de generación de malla* → *Tomar puntos de la nube* → *Error de desviación con sólo mejores puntos* →  $2e-5$ , *Distancia de punto de outlier* → 1 y *Reorganización local* así como *Gestión de orificios* → *Sin modificación de bordes libres*, se generaron nuevos poliedros teniendo en cuenta los puntos del escaneo ya existentes, intentando que fueran lo suficiente pequeños como para captar todos los detalles de la nube.



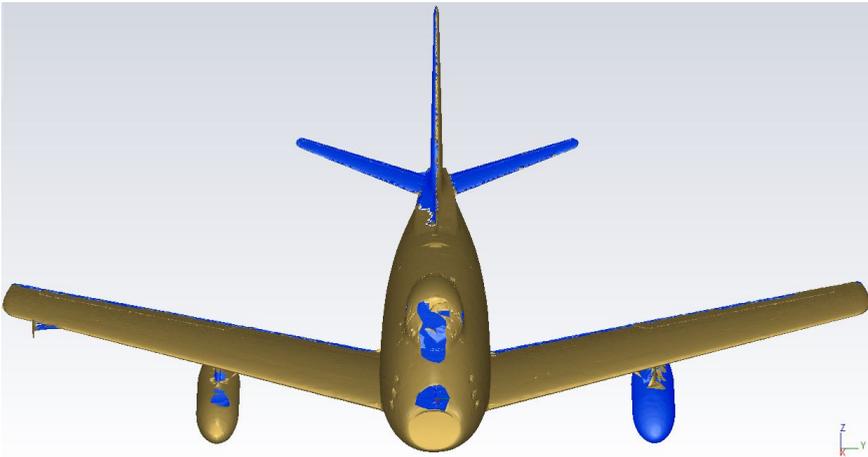
**Figura 5.3:** Primer refinado de la malla

Una vez realizado el primer refinado, se observó un mayor nivel de detalle, al obtener una malla más rica (Figura 5.4), aunque aún existían fallos a tener en cuenta.



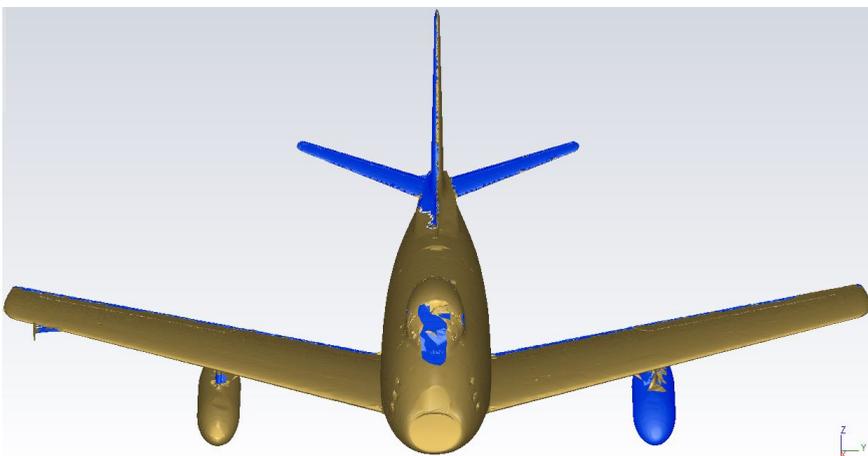
**Figura 5.4:** Comparación entre la malla en bruto y el primer refinado

Se realizó un segundo refinado (Figura 5.5) cambiando la opción *Tomar puntos de la nube* a *Interpolación nuevos puntos*. Se introdujeron los parámetros *Refinar con error de desviación* →  $2e-5$ , *Número máximo de triángulos* →  $10e10$ , *Tamaño mínimo de triángulos* →  $2e-4$ , *Distancia de punto de outlier* → 1 y *Reorganización local* y se mantuvo la *Gestión de orificios* → *Sin modificación de bordes libres*.



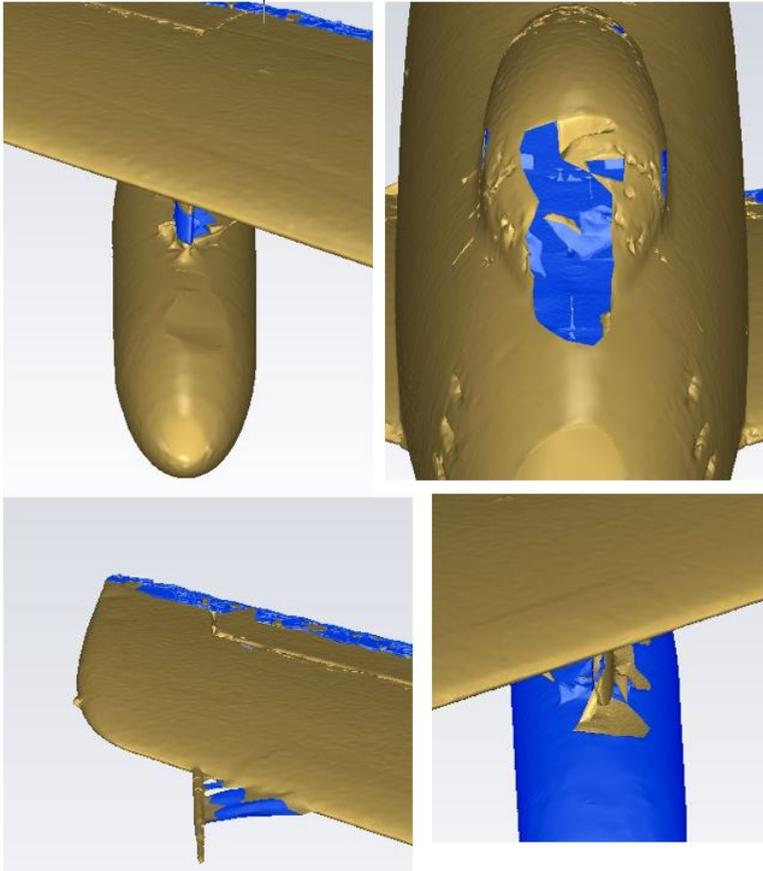
**Figura 5.5:** Segundo refinado de la malla

Con este segundo refinado, los nuevos puntos ayudaron a suavizar la superficie, aunque continuaban existiendo fallos. Por ello, se utilizó la herramienta *Llenar Orificios*, que detecta huecos que se reparan mediante interpolación de las superficies de alrededor.



**Figura 5.6:** Llenado de los orificios de la malla

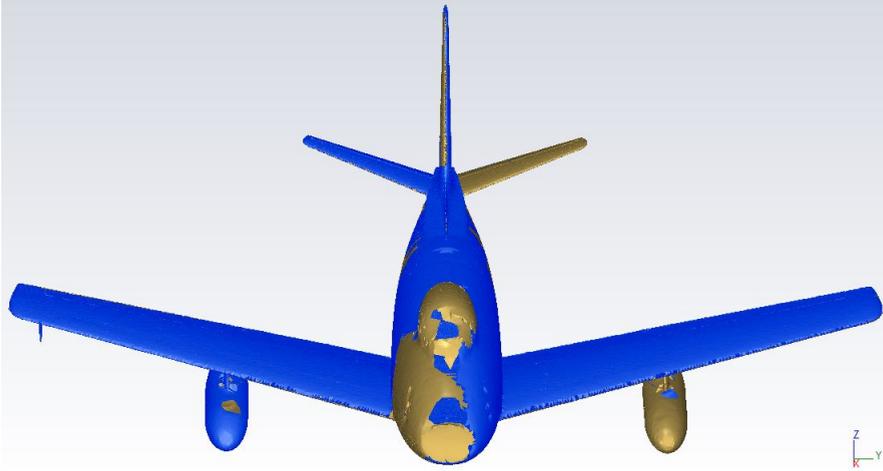
Sin embargo, aunque pudieron llenarse diversos orificios existentes en el mallado (Figura 5.6), hubo otros (Figura 5.7) que no pudieron corregirse debido a que el programa detectaba errores. Esto se debía tanto a la interacción de las superficies correctas y las volteadas como a la existencia de mallas separadas de la principal. Un ejemplo de esto último pudo encontrarse en la cabina de la aeronave, donde, al ser transparente, se habían registrado puntos del interior que habían generado cuerpos.



**Figura 5.7:** Errores no corregibles por el llenado de orificios

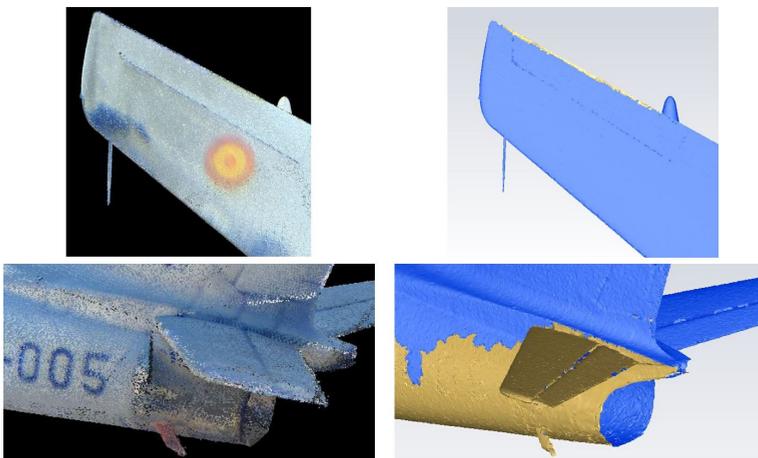
Para solucionar dichos fallos, habría que haber modelado la malla en dichas zonas, incrementando el nivel de trabajo. Además, se habría perdido parte de los detalles reales proporcionados por la nube de puntos, aparte de los que ya se habían perdido mediante el mallado en sí. Debido a esto, se decidió iniciar de nuevo el proceso de creación de la malla, de forma que se consiguiera aumentar el nivel de detalle que poseería finalmente el modelo de impresión final.

Para crear la segunda malla, se trabajó con nuevos valores de *Distancia promedio entre puntos* y *Tamaño del triángulo*, de forma que no se generasen tantos errores desde el principio. En este caso, se utilizaron valores de *0,01* y *0,2* respectivamente.



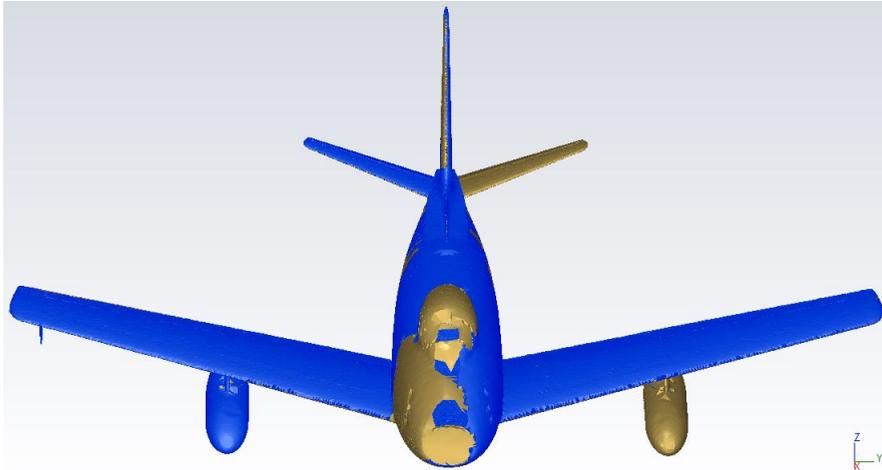
**Figura 5.8:** Segunda malla creada mediante *3DReshaper*

Como se puede observar, en esta malla existían zonas de ausencia de poliedros, así como una mayor cantidad de poliedros volteados, pero el nivel de detalle (Figura 5.9) era superior al de la primera. Se asumió que la relación entre los parámetros (de un orden de magnitud superior a la anterior) era más beneficiosa, aunque se consideró que la elección de los mismos podía mejorarse.



**Figura 5.9:** Detalles de la nube de puntos comparados con la segunda malla

Con la intención de mejorar la malla, en el tercer intento se seleccionó la misma *Distancia promedio entre puntos* que en el caso anterior, pero se modificó el *Tamaño del triángulo*  $\rightarrow 0,3$ , obteniendo la Figura 5.10.

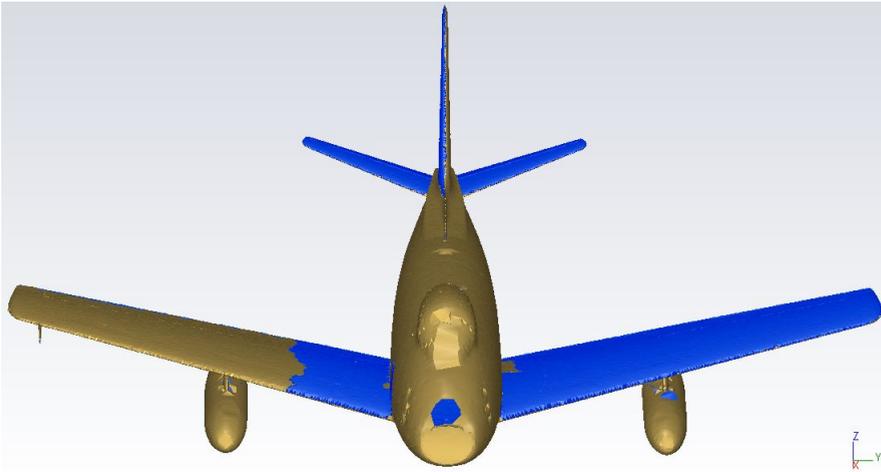


**Figura 5.10:** Tercera malla creada mediante *3DReshaper*

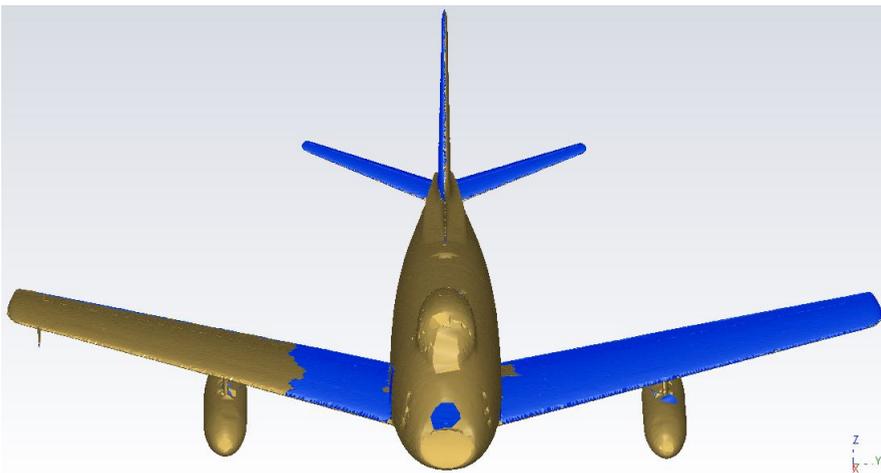
En este caso, se pudieron visualizar zonas de ausencia de poliedros, así como una cantidad de poliedros volteados muy parecida a la anterior, salvando alguna pequeña zona que se había corregido y otra que se había girado.

Aunque pueda parecer que la cantidad de poliedros volteados es la misma, hay que tener en cuenta que a la hora de corregir este error, el trabajo se simplifica al poder seleccionar una gran zona completa. Esto evita el tener que ir seleccionando superficies pequeñas, discriminando entre unas y otras. Debido a esto, se continuaron variando los parámetros de generación del mallado con el objetivo de que, al menos, los poliedros volteados se hallaran sobre una misma superficie fácil de tratar.

Cambiando los valores de base en la creación de mallas, se realizaron un cuarto (Figura 5.10) y un quinto intento (Figura 5.11) de mejorar, probando con valores de *Distancia promedio entre puntos*  $\rightarrow 0,02$  para ambas, y con *Tamaño del triángulo*  $\rightarrow 0,5$  y *Tamaño del triángulo*  $\rightarrow 0,7$ , respectivamente.



**Figura 5.11:** Cuarta malla creada mediante *3DReshaper*

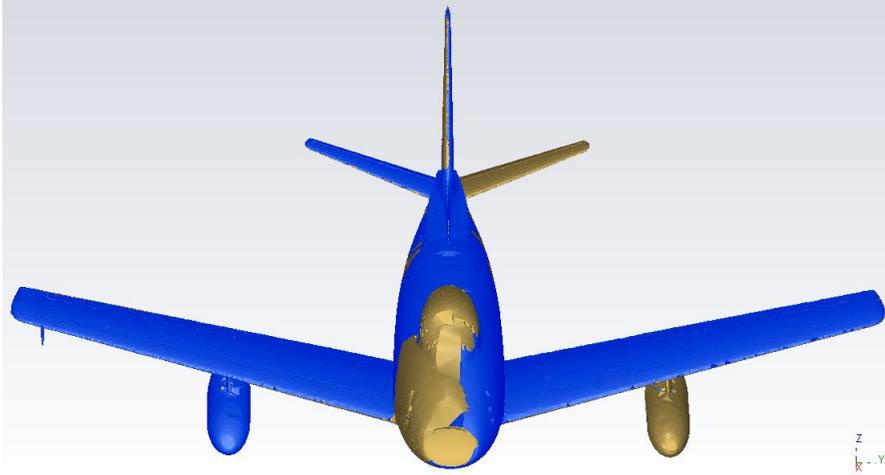


**Figura 5.12:** Quinta malla creada mediante *3DReshaper*

Como se puede observar, en estas mallas hubo una mejora en las superficies no volteadas, pero todavía no se conseguía que el resultado final fuese lo suficientemente adecuada como para iniciar la corrección final.

Después de cinco intentos de mallado, se decidió realizar algunas pruebas cambiando uno de los parámetros de creación de malla, para, finalmente, elegir el modelo con mejores resultados y mayor simplicidad en los posteriores arreglos que habría que realizar sobre el mismo.

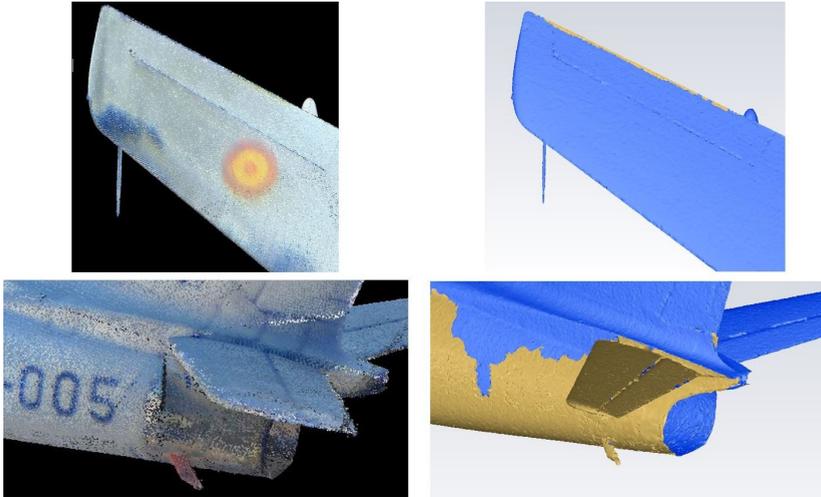
El parámetro que se varió fue que, en lugar de seleccionar *Gestión de orificios* → *Detección de orificios*, se seleccionó *Gestión de orificios* → *Intentar generar una malla estanca*, para tratar de conseguir un menor número de poliedros volteados. Utilizando una *Distancia promedio entre puntos* → *0,01*, se obtuvo la Figura 5.13.



**Figura 5.13:** Sexta malla creada mediante *3DReshaper*

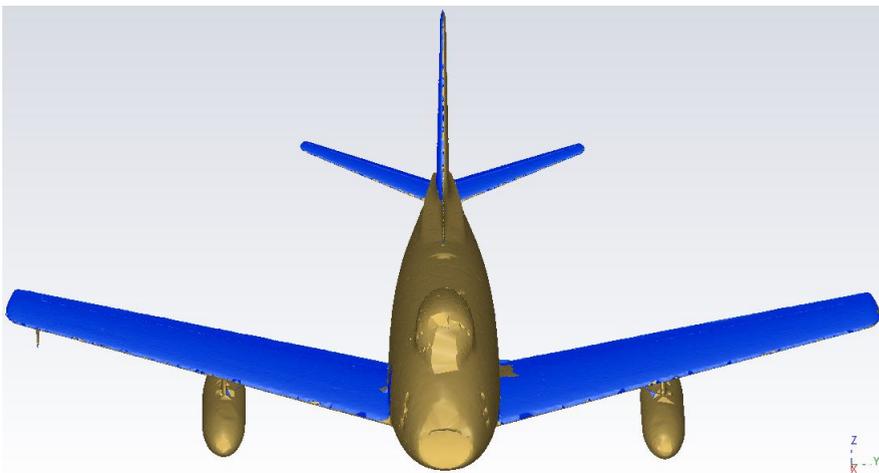
La malla obtenida presentaba una mayor cantidad de superficies volteadas en comparación con las dos anteriores, además de que, las no volteadas, se encontraban repartidas de forma no uniforme. Sin embargo, se pudo observar que los huecos que aparecían en los primeros intentos, se habían corregido uniendo superficies de forma que quedaba una malla cerrada.

Estas consideraciones no significaban que la unión fuera todo lo correcta que debiera, pero podía modelarse posteriormente de forma sencilla para arreglarla. Otro detalle que hay que resaltar, es que se consiguieron captar diversos detalles del avión que los otros intentos no habían logrado (Figura 5.14).



**Figura 5.14:** Detalles de la nube de puntos comparados con la sexta malla

Intentando mejorar este tipo de malla, para obtener una con mejores superficies y un gran nivel de detalle, se realizó un mallado más, aumentando el valor de la *Distancia promedio entre puntos*  $\rightarrow 0,02$ , obteniéndose la Figura 5.15.

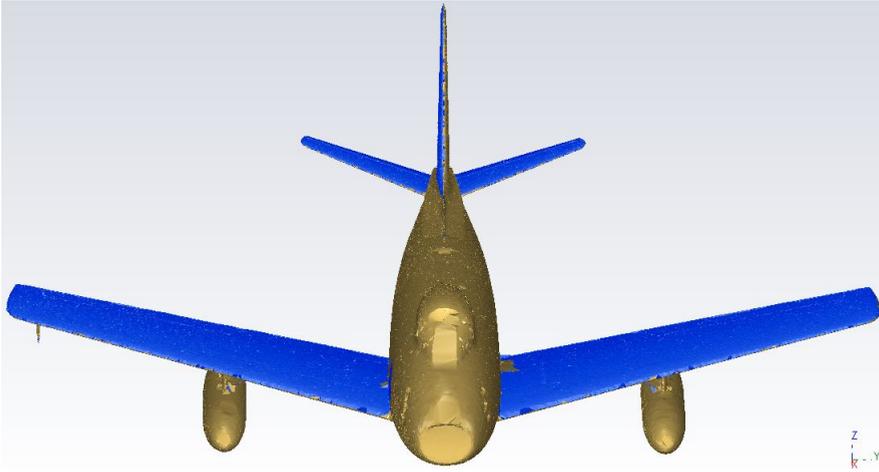


**Figura 5.15:** Séptima malla creada mediante *3DReshaper*

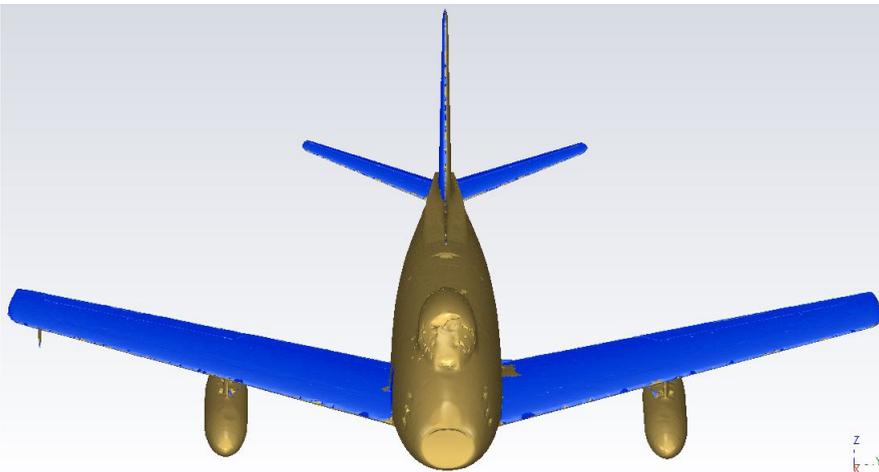
Esta malla, al haber aumentado el parámetro descrito, fue más cercana a la objetivo. Esto se debe a que las zonas volteadas se encontraban localizadas en las superficies superiores de los elementos sustentadores.

Al mismo tiempo, en las superficies inferiores de dichos elementos, en el fuselaje y en los tanques de combustible, se generó una malla adecuada, que simplificaba en gran medida el posterior procesado.

Seguidamente, una vez visto que esta última malla era adecuada, se realizaron dos refinamientos (con los mismos parámetros que los aplicados sobre la primera malla), obteniendo las mallas de las Figuras 5.16 y 5.17.

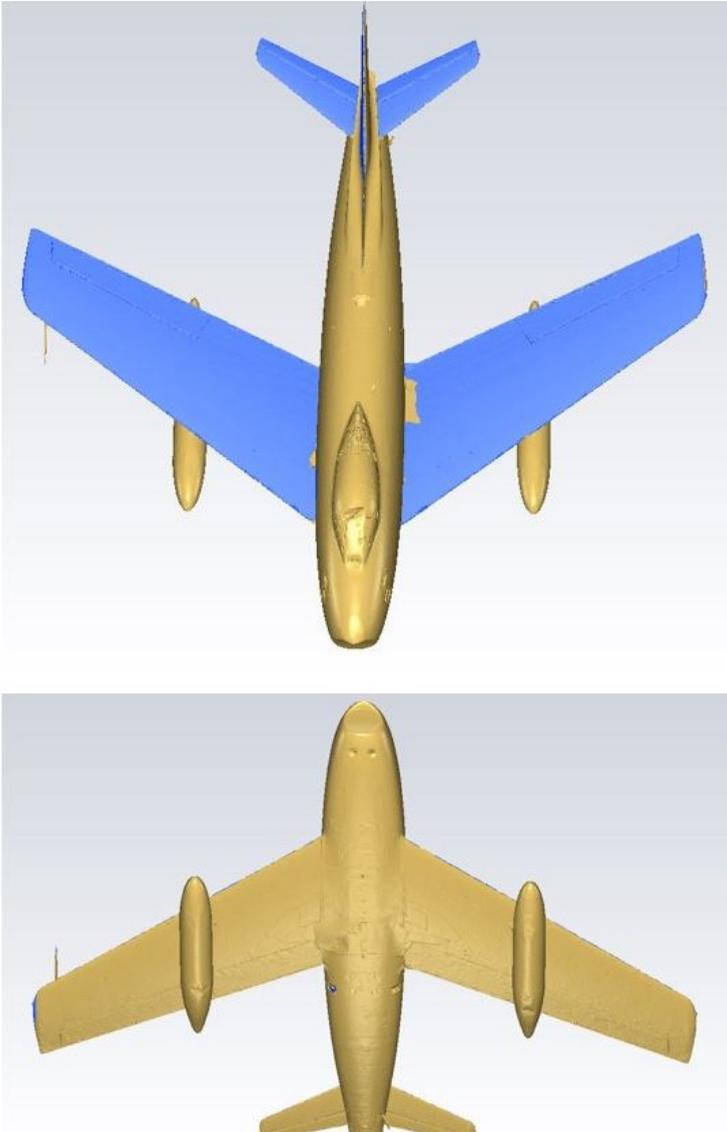


**Figura 5.16:** Primer refinado de la séptima malla



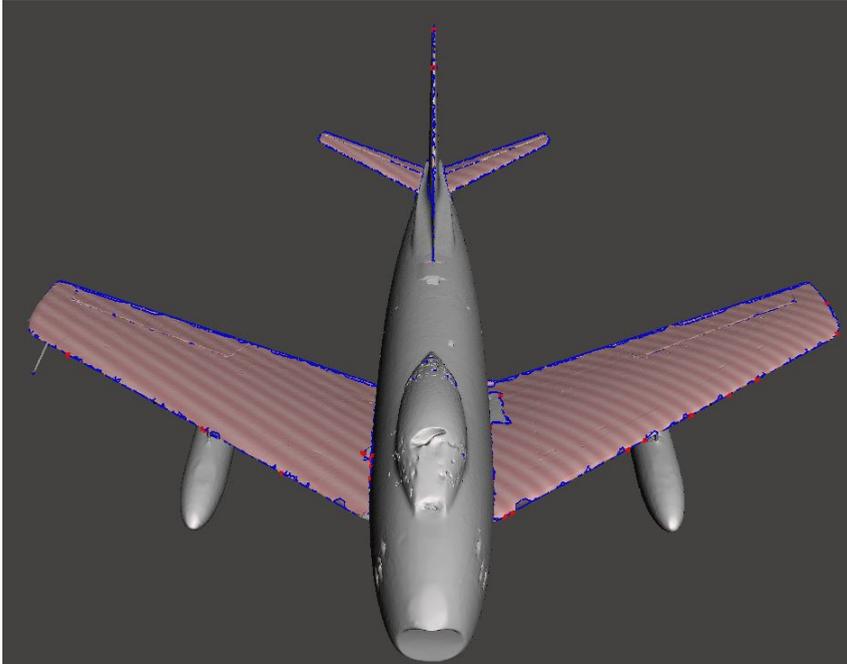
**Figura 5.17:** Segundo refinado de la séptima malla

Después de todas las pruebas realizadas variando parámetros en el programa *3DReshaper*, se concluyó que la malla que mejor cumplía con los requerimientos y objetivos de este trabajo era la última obtenida tras el segundo refinado. Como puede observarse en la Figura 5.18, el nivel de detalle de la malla es muy alto y la mayoría de orificios se han solucionado, a falta de corregir las superficies volteadas.



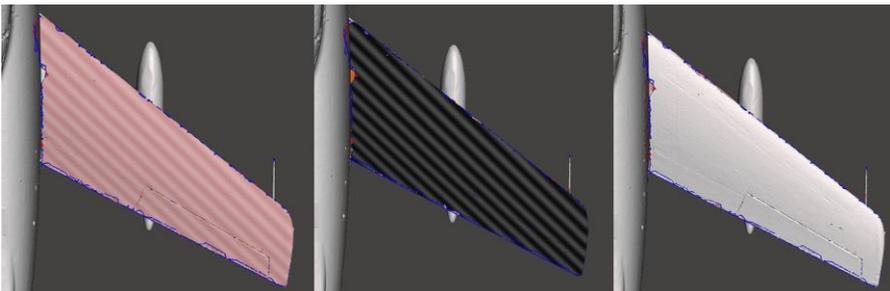
**Figura 5.18:** Detalles de la última malla tras su segundo refinado

Con el objetivo de arreglar las superficies volteadas y otros fallos, de manera más eficiente se utilizó *Meshmixer*. Para ello, se exportó la malla con extensión *.obj* (formato utilizable en la gran mayoría de programas de diseño) y se importó a dicho software (Figura 5.19).



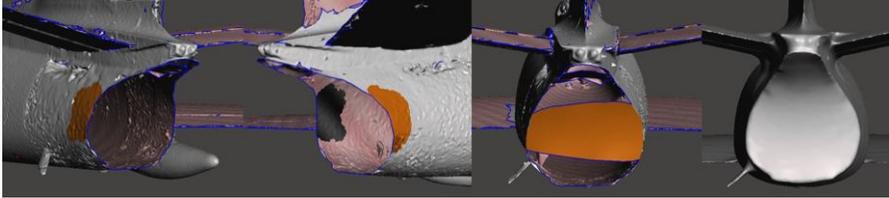
**Figura 5.19:** Malla importada a *Meshmixer*

Las superficies volteadas de la malla se pudieron solucionar seleccionándolas mediante *Select* y aplicando la herramienta *Flip Normals* (Figura 5.20).



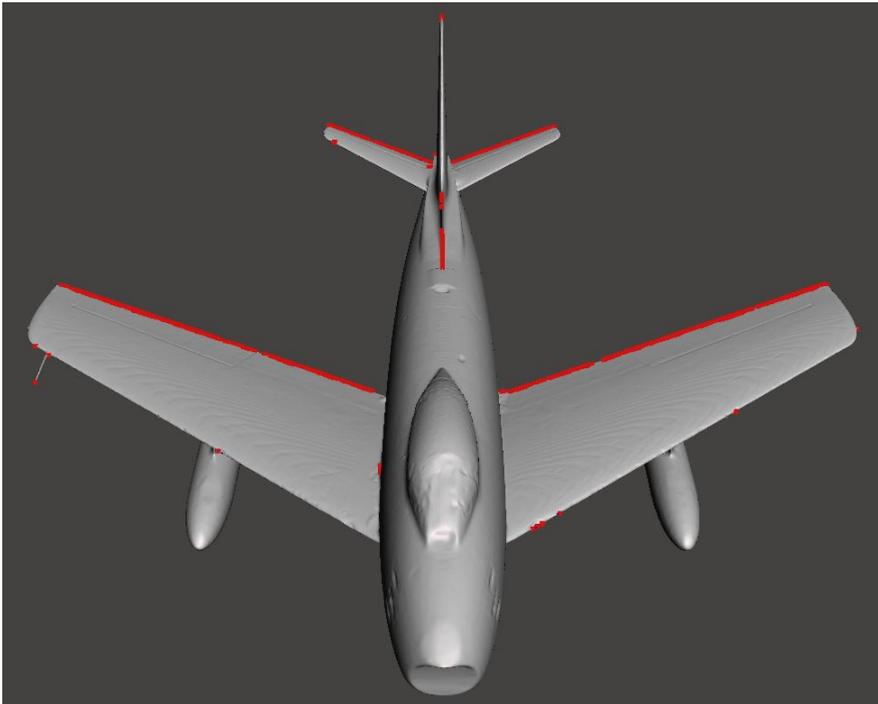
**Figura 5.20:** Aplicación de la herramienta para voltear superficies

Por otra parte, al necesitar que la malla fuera cerrada, se procedió a generar una superficie que tapiase el orificio de escape de la aeronave. Para ello, se seleccionaron ambos lados del hueco con *Select* y se aplicó *Bridge* (Figura 5.21).



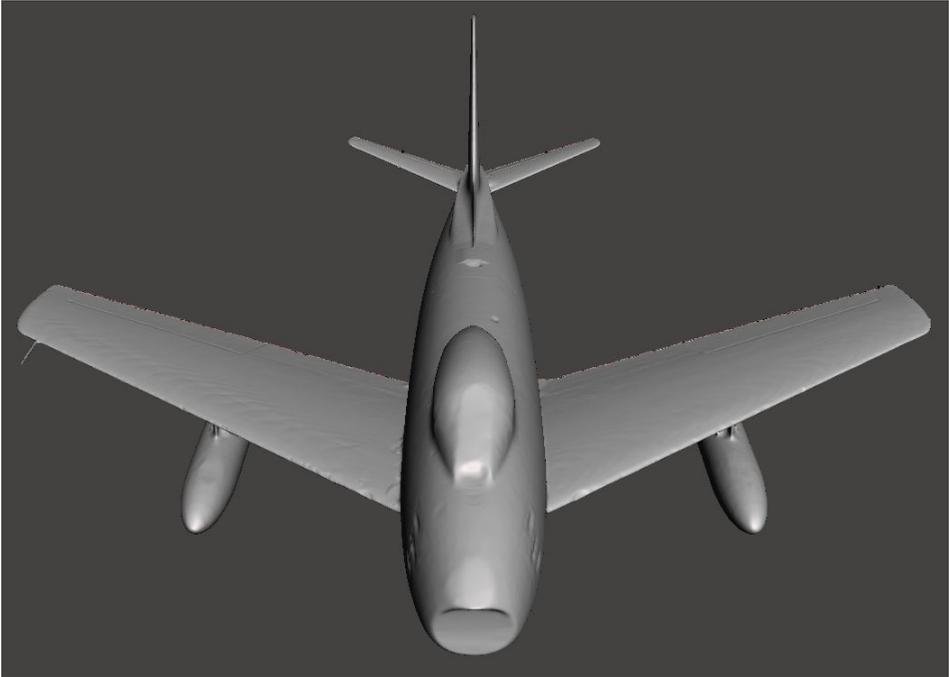
**Figura 5.21:** Aplicación de la herramienta para unir superficies

Asimismo, en *Meshmixer* existe una función que detecta pequeños errores (Figura 5.22) y puede repararlos. Los que se detectaron en la aeronave consistían en que las partes más delgadas de la malla (como el borde de salida de las alas) no se acababan de cerrar bien.



**Figura 5.22:** Pequeños errores en la malla detectados por *Meshmixer*

Una vez se hubo reparado los problemas de superficies volteadas, huecos en el mallado y los pequeños fallos, se obtuvo una malla uniforme y continua. Finalmente, se aplicó la herramienta *Edit* → *MakeSolid*, de forma que su interior se llenó, convirtiéndose en un cuerpo sólido. Esto es una ventaja ya que, de esa forma, se evita la existencia de partes de la malla separadas de la principal en el interior de la misma. De esa forma, se obtuvo la malla final de la aeronave (Figura 5.23) que definía un único cuerpo.



**Figura 5.23:** Malla final del F-86F Sabre

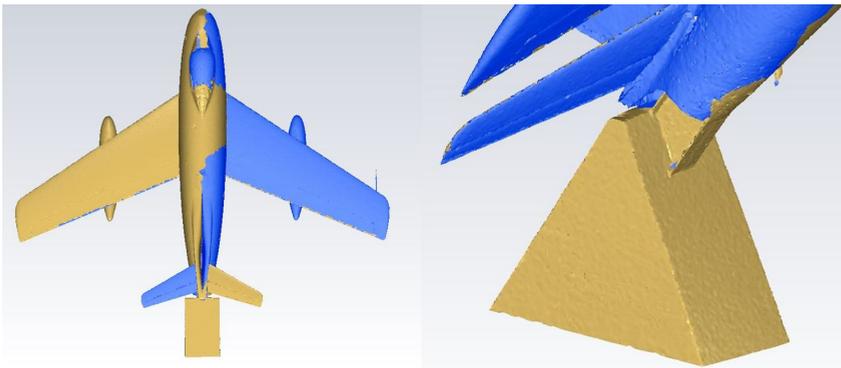
## 5.2 Malla del soporte

Para generar la malla del soporte que sostiene al avión, se importó la nube de puntos *SabreCS.pts*, siguiendo los mismos pasos que en la nube anterior (Figura 5.24).



**Figura 5.24:** Nube de puntos del F-86F Sabre con el soporte en *3DReshaper*

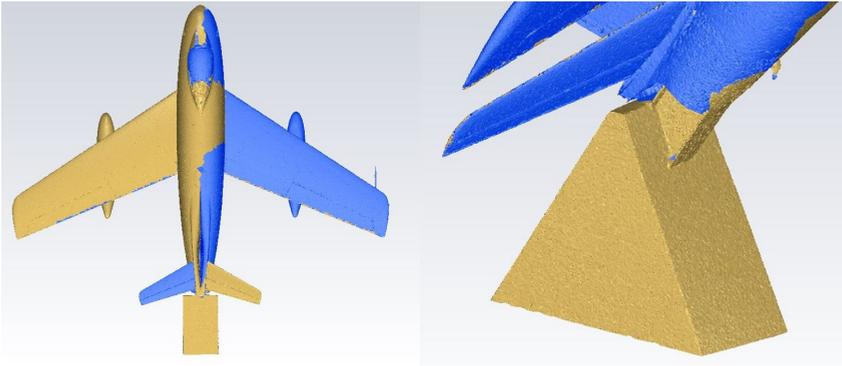
Seguidamente, para la creación de la malla, se tuvo en cuenta que los parámetros que se habían utilizado en la última malla de la aeronave habían dado muy buenos resultados en detalles y ausencia de orificios. Por ello, se decidió utilizar para el soporte los mismos, siendo estos *Distancia promedio entre puntos*  $\rightarrow 0,02$  y *Gestión de orificios*  $\rightarrow$  *Intentar generar una malla estanca*, obteniendo la Figura 5.25.



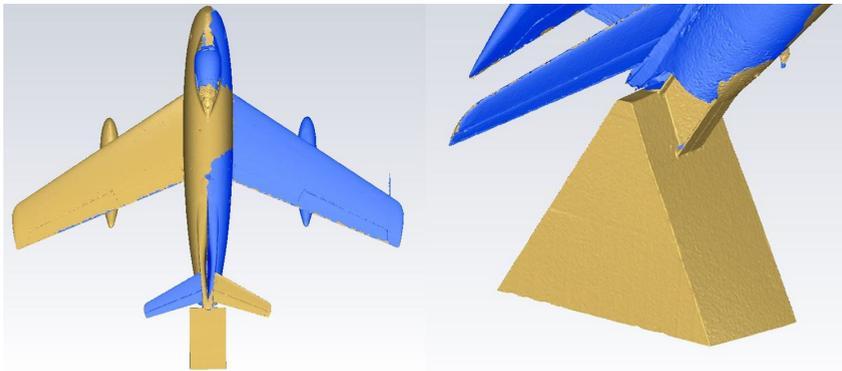
**Figura 5.25:** Malla del F-86F Sabre en conjunto con su soporte real

Como se pudo observar, la malla de la aeronave tenía diversos problemas de superficies volteadas complejas. Sin embargo, la malla del soporte era completamente continua y definía perfectamente tanto la forma del bloque de hormigón como la sección de la viga que sujetan a la aeronave.

Con la intención de mejorar el acabado superficial que poseía el mallado creado, se realizaron dos refinados mediante los mismos comandos y aplicando los mismos valores que en los ya comentados.



**Figura 5.26:** Primer refinado de la malla del avión con soporte



**Figura 5.27:** Segundo refinado de la malla del avión con soporte

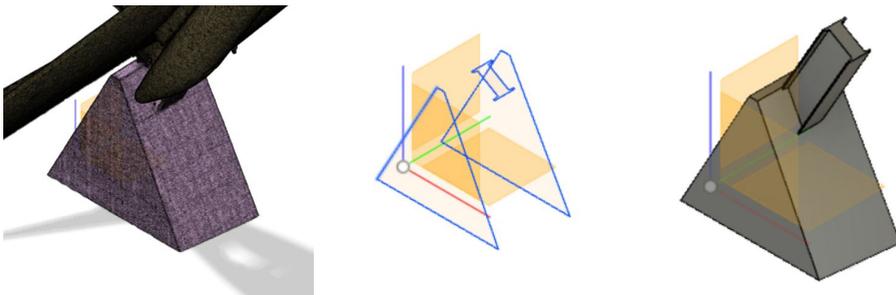
En la Sección 5.1 se observó lo complicado que era arreglar la malla del F-86F, por lo que se decidió que, para ahorrar trabajo, se separaría el soporte de la aeronave, permitiendo imprimir por un lado la aeronave, con la malla completamente limpia, y, por otra parte, el soporte.

Por ello, se decidió que, al tratarse de un cuerpo muy geométrico en comparación con el avión, la mejor opción era realizar ingeniería inversa. Esto consiste en, diseñar un objeto mediante elementos perfectos, en este caso con *Fusion 360*.



**Figura 5.28:** Malla de la aeronave con soporte en *Fusion 360*

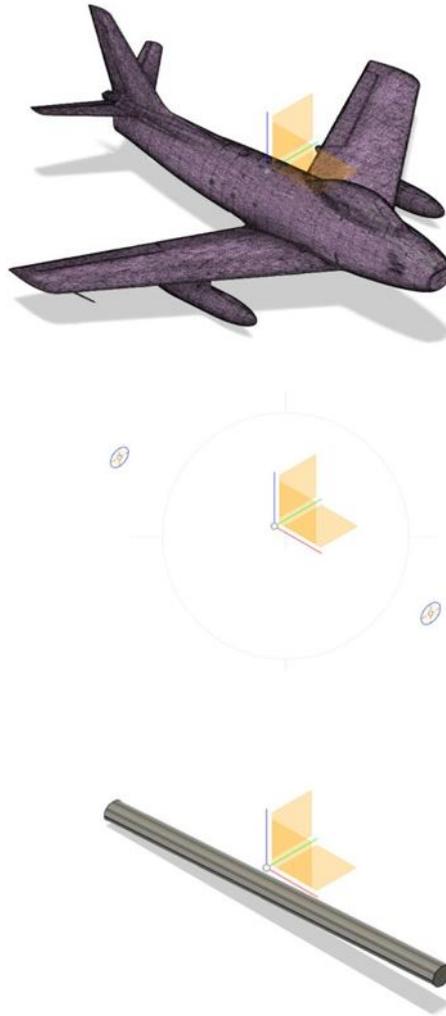
El primer paso, fue importar la malla obtenida tras el segundo refinado a este programa. Seguidamente, se crearon unos planos donde se diseñaron los *Sketches* que darían forma al soporte. Finalmente, seleccionando las superficies diseñadas y generando cuerpos entre ellas, se obtuvo la malla final (Figura 5.29).



**Figura 5.29:** Creación del soporte mediante sketches de *Fusion 360*

### 5.3 Malla del conducto

Finalmente, para simular el desplazamiento del aire a lo largo de la aeronave a su paso por el motor, se ideó una geometría que lo permitiera de manera simplificada. En el F-86F Sabre del Parque del Oeste, el orificio de admisión del motor se encuentra tapado. Sin embargo, en un análisis aerodinámico, ese obstáculo supondría que el flujo se frenara y generara resistencia. Por ello, para simular el paso del aire, se diseñó un conducto con el cual se la agujerearía longitudinalmente.



**Figura 5.30:** Creación del conducto mediante sketches de *Fusion 360*

Para ello, tal y como puede visualizarse en la Figura 5.30, se realizaron un par de *Sketch* de las secciones de admisión y escape del motor, y se creó un cuerpo que unía ambas superficies.

Como resultado final, se obtuvo una malla limpia y cerrada, pero con un orificio (Figura 5.31) que permitiría simular, de manera simplificada el paso de aire a través de la aeronave.



**Figura 5.31:** Malla final del F-86F Sabre con orificio para el paso del aire

---

## Capítulo 6

# Impresión 3D

En este apartado, se comenta cómo se desarrolló la impresión de los modelos 3D que se realizaron en este trabajo como aplicación de la malla generada. Para ello, hubo que tener en cuenta las condiciones de la impresora 3D así como la finalidad de cada uno de dichos modelos, para realizar las distintas impresiones.

Se imprimieron dos modelos distintos, con algunas variaciones en la geometría. El primer modelo consistió en una impresión de prueba. El segundo se imprimió, junto con un soporte, para la presentación, habiendo incluido un conducto a través del cual se simula el paso del aire por el motor.

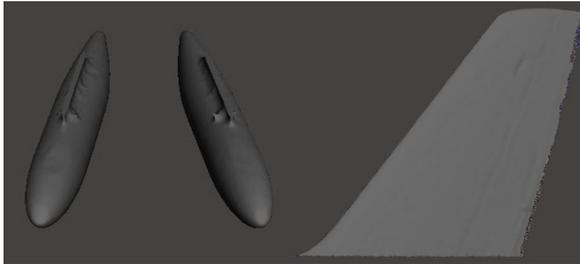
La impresora que se utilizó en ambos modelos fue una *Original Prusa I3 MK3S 3D Printer* [13], utilizando como material *PLA Antracite* [14] de color blanco para el modelo de prueba y negro para el modelo final (con un toque gris).



**Figura 6.1:** Original Prusa I3 MK3S 3D Printer y PLA Antracite

## 6.1 Modelo de prueba

La impresión de prueba se realizó para observar cómo iba a ser el acabado final de los modelos así como el nivel de detalle que se conseguía transmitir desde la malla. Para ello, se utilizó la visualizada en la Figura 5.17, importándola al software *Cura Ultimaker*, el cual permite diseñar la impresión.



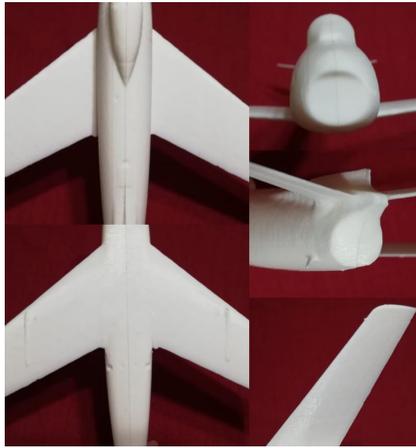
**Figura 6.2:** Piezas separadas de la malla de la impresión de prueba

Esta malla se separó en distintas partes para facilitar el proceso, dividiéndola longitudinalmente y separando los depósitos de combustible de las alas así como el estabilizador vertical (Figura 6.2). Ello se debió a que los depósitos habrían tenido que ser impresos en el aire, o con soportes, y el estabilizador vertical habría quedado demasiado delgado al dividirlo por la mitad. Por esa razón, y teniendo en cuenta que se trataba de una prueba, se decidió no imprimirlos. Este modelo se imprimió con una envergadura de 28 centímetros (una escala entorno a 1:43) ya que se deseaba que el fuselaje se imprimiera al completo sin necesidad de dividirlo más.



**Figura 6.3:** Impresión de la primera prueba

El proceso de impresión duró 11 horas y 31 minutos (Figura 6.3). El resultado final obtenido fue un modelo con un gran nivel de detalle tanto en geometría como en detalles del propio fuselaje de la aeronave. Sin embargo, también es cierto que determinados elementos de la aeronave, que sí aparecían en el mallado, no eran compatibles con el tamaño de las capas ni con la manera en la que se imprimió el avión (Figura 6.4).



**Figura 6.4:** Detalles del modelo de prueba del F-86F Sabre

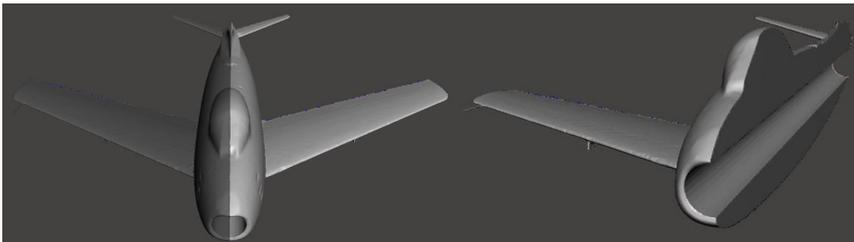
Finalmente, el resultado final del modelo de prueba puede visualizarse en la Figura 6.5.



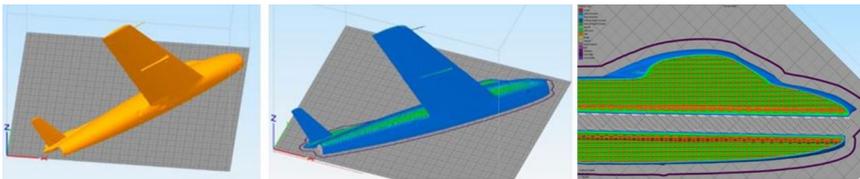
**Figura 6.5:** Modelo de la prueba de impresión del F-86F Sabre

## 6.2 Modelo final

Una vez se observó que el resultado de la prueba de impresión era correcto, se decidió realizar un segundo modelo. Para este modelo final, se utilizó la malla mostrada en la Figura 5.31. Ésta poseía el conducto correspondiente con la simplificación del motor al mismo tiempo que permitía que la aeronave se acoplara al soporte. Dicha malla se importó al programa *Cura Ultimaker* y se inició la impresión (Figura 6.7) a una escala de 1:40 (alrededor de 30 centímetros de envergadura).



**Figura 6.6:** Malla final con el orificio separada



**Figura 6.7:** Visualización de la impresión de una de las piezas en *Cura Ultimaker*

Como en el modelo anterior, la malla se separó en diversas partes para simplificar la impresión. Sin embargo, en este caso, sí se imprimieron todos los elementos del avión que se habían retirado (Figura 6.8).



**Figura 6.8:** Conjunto de piezas del modelo final

Los depósitos de combustible (por su forma cilíndrica) y el fuselaje de la aeronave (por el conducto de su interior) tuvieron que ser impresos con soportes para evitar que la impresión fuera errónea. Para que el acabado fuera adecuado, posteriormente estos se eliminaron, limando los restos que no podían retirarse. Finalmente, pegando y soldando todas las piezas del avión, se obtuvo el modelo de la Figura 6.9.



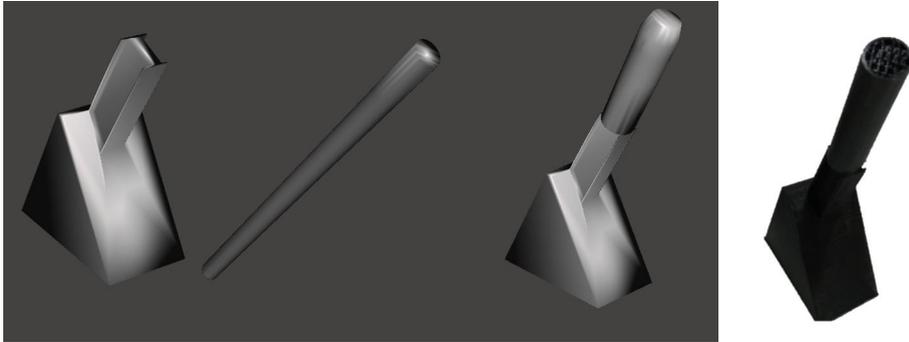
**Figura 6.9:** Modelo final del F-86F Sabre

Asimismo, como se puede apreciar en la Figura 6.10, el modelo logrado, alcanzó grandes niveles de detalle, tal y como se consiguió en la impresión de prueba.



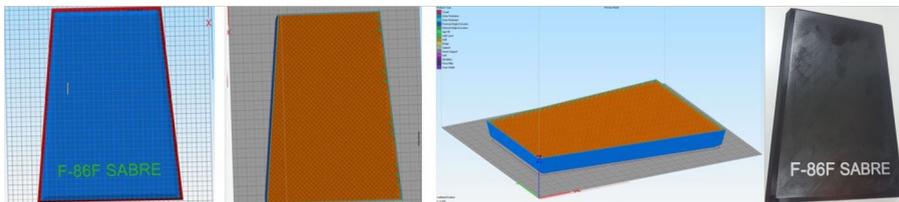
**Figura 6.10:** Detalles del modelo final del F-86F Sabre

Por otra parte, también se unieron las dos partes del soporte (Figura 6.11). Dichas partes consistían en el soporte real de la aeronave, en la viga que la sostiene, y en un cilindro que se añadió para que acoplara con el conducto del interior del modelo.



**Figura 6.11:** Diseño y resultado final del soporte del modelo

Sin embargo, al acoplar el modelo con el soporte completo, éste vencía debido al mayor peso del avión. Por ello, mediante la herramienta *Rhino 6*, se diseñó una base a la que acoplar el soporte, de forma que se evitara la caída del avión hacia delante (Figura 6.12). A la hora de realizar el diseño, lo que había que tener en cuenta era que la proyección del centro de gravedad del modelo quedara en el interior de la base.



**Figura 6.12:** Diseño y resultado final de la base del modelo

Una vez impresa la base, hubo que soldar el soporte impreso anteriormente a la misma. Gracias a esto, al acoplar el avión al soporte, no caía. (Figura 6.13).



**Figura 6.13:** Unión de la base con el soporte del modelo

Finalmente, una vez se hubieron unido todas las piezas necesarias, se pudo montar la aeronave sobre la base diseñada, quedando como resultado el modelo que se puede visualizar en la Figura 6.14.



**Figura 6.14:** Modelo final de impresión del F-86F Sabre junto con su soporte y su base



---

## Capítulo 7

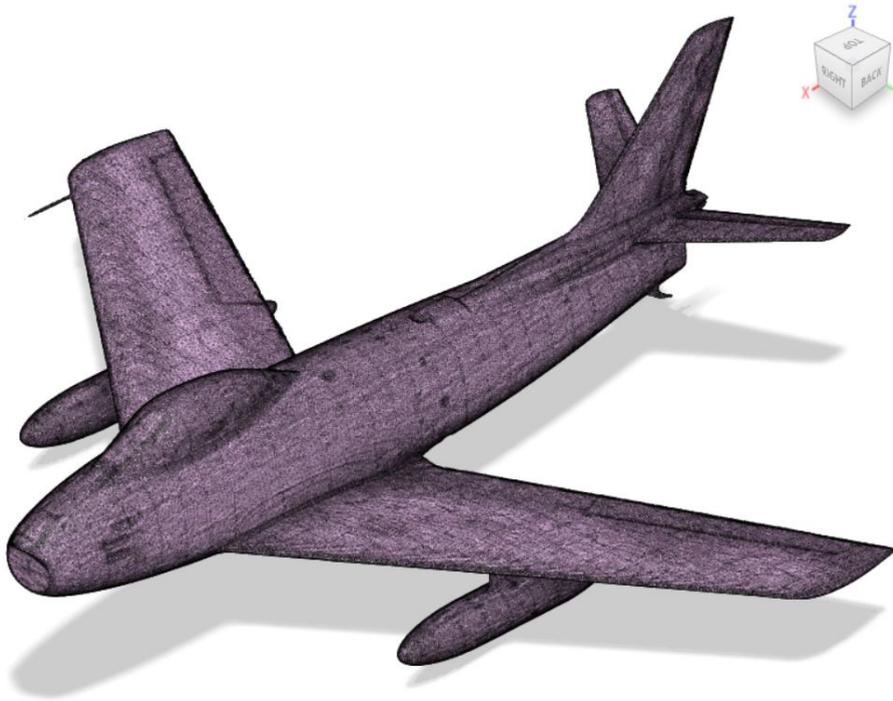
# Análisis aerodinámico

En este apartado se muestra cómo se realizó el estudio de los perfiles aerodinámicos de las alas y de los estabilizadores horizontales y vertical que el F-86F Sabre posee en el encastre de los mismos. Este estudio es un ejemplo de aplicación de la malla tridimensional que se consiguió obtener al final del Apartado 5. Para ello, se utilizó el software *Fusion 360* para obtener la sección de cada perfil, mientras que el programa *Rhino 6* sirvió para discretizarlas en una serie de puntos. Éstos se usaron posteriormente en *XFLR5* para generar distintas gráficas de variables aerodinámicas que los caracterizasen.

### 7.1 Obtención de los perfiles

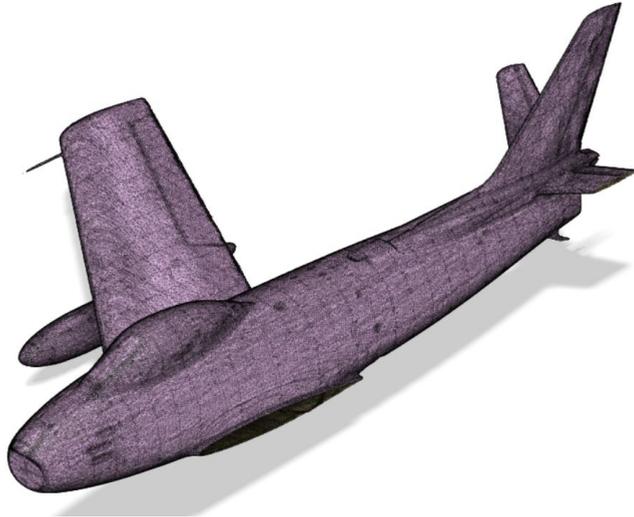
Para poder realizar el análisis aerodinámico de los perfiles alares se debía reconstruir su sección, para lo cual se utilizó el software *Fusion 360*. Esta herramienta permite realizar cortes en una malla para que se puedan visualizar determinadas secciones en función de la distancia y la orientación con que se diseñe el corte. Esto es muy útil para situaciones en las que, como en este caso, es necesario tener muy clara la sección, con el objetivo de evitar distorsiones o fallos debidos a la perspectiva de la malla.

Una vez en el entorno de este programa, se utilizó la opción *Upload* para cargar la malla final del avión. De esa forma, los perfiles que se deseaban obtener serían los que tuvieran la mayor similitud con los reales (Figura 7.1).



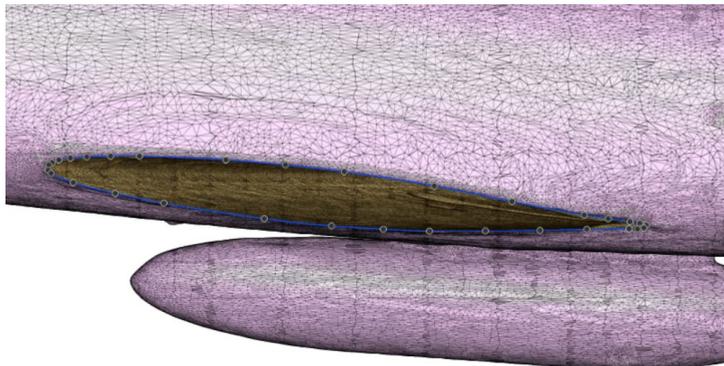
**Figura 7.1:** Malla final del F-86F Sabre importada en *Fusion 360*

Importada la malla, se inició la reconstrucción del perfil del encastre del ala, para lo cual, mediante el comando *Inspect* → *Section Analysis*, se generó un plano de análisis, a 800 milímetros del plano XZ, que permitió visualizar la aeronave seccionada.



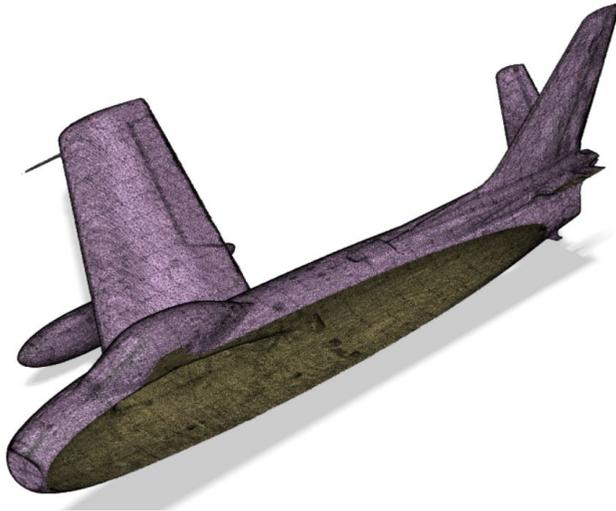
**Figura 7.2:** Malla seccionada por el encastre del ala

Seguidamente, se aplicó *Construct* → *Offset plane* para crear un plano auxiliar donde se creó el plano de análisis. Sobre el auxiliar, con la herramienta *Create sketch* → *Fit Point Spline*, se reconstruyó el perfil con *splines* (curvas diferenciables definidas a trozos mediante polinomios de bajo grado que se utilizan en interpolación).

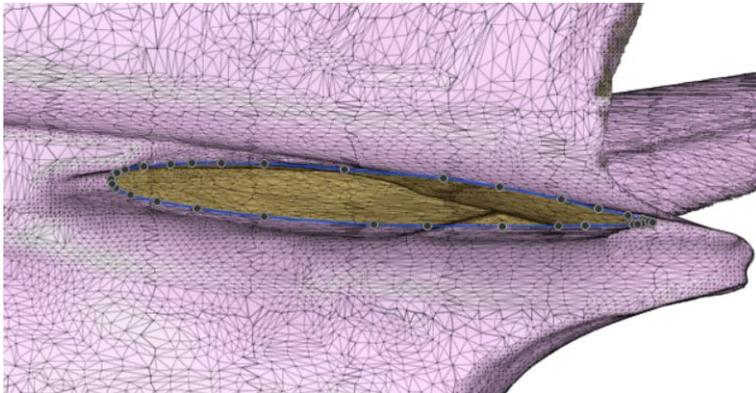


**Figura 7.3:** Perfil aerodinámico del encastre del ala

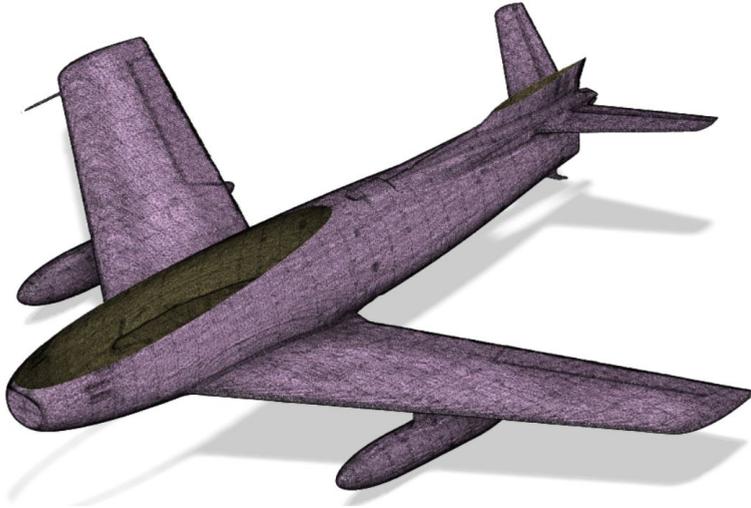
Por otra parte, se siguió el mismo procedimiento con el perfil en el encastramiento del estabilizador horizontal y con el del vertical, aplicando los planos a 380 milímetros del plano XZ y a 200 milímetros del plano XY, respectivamente.



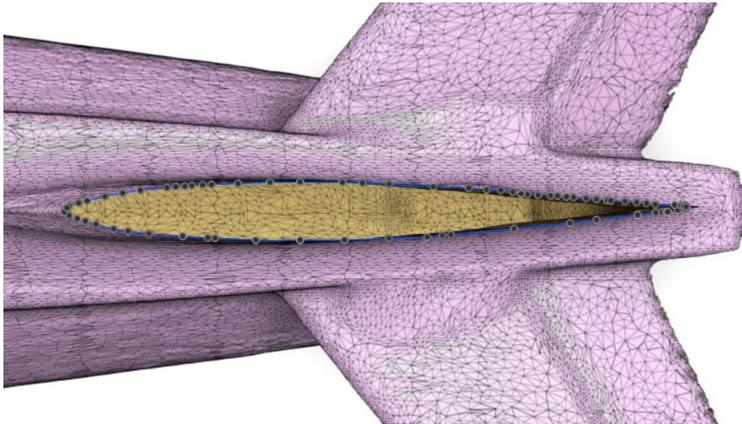
**Figura 7.4:** Malla seccionada por el encastramiento del estabilizador horizontal



**Figura 7.5:** Perfil aerodinámico del encastramiento del estabilizador horizontal



**Figura 7.6:** Malla seccionada por el encastre del estabilizador vertical



**Figura 7.7:** Perfil aerodinámico del encastre del estabilizador vertical

Finalmente, seleccionando los tres *sketches* que se crearon, y donde se habían reconstruido los perfiles, se pudieron exportar de *Fusion 360* mediante el comando *Save as .dxf*. Esta orden permite exportar las geometrías generadas como curvas en función de los *splines* fijados.

Sin embargo, el software de análisis aerodinámico necesita que se le importen series de puntos, no curvas. Por ello, se importaron los *.dxf* al programa *Rhino 6*. Este software cuenta con la aplicación *Grasshopper*, que es un lenguaje de programación visual. En su área de trabajo, se distribuyen componentes conectando las salidas de unos con las entradas de otros, programando así algoritmos de tipo generativo, numérico o textual. Para la obtención de los puntos comentados, se utilizó un algoritmo, creado por Marco de Rossi (Figura 7.8), en el cual una curva podía discretizarse en una serie de puntos, habiendo especificado cuántos se requerían.

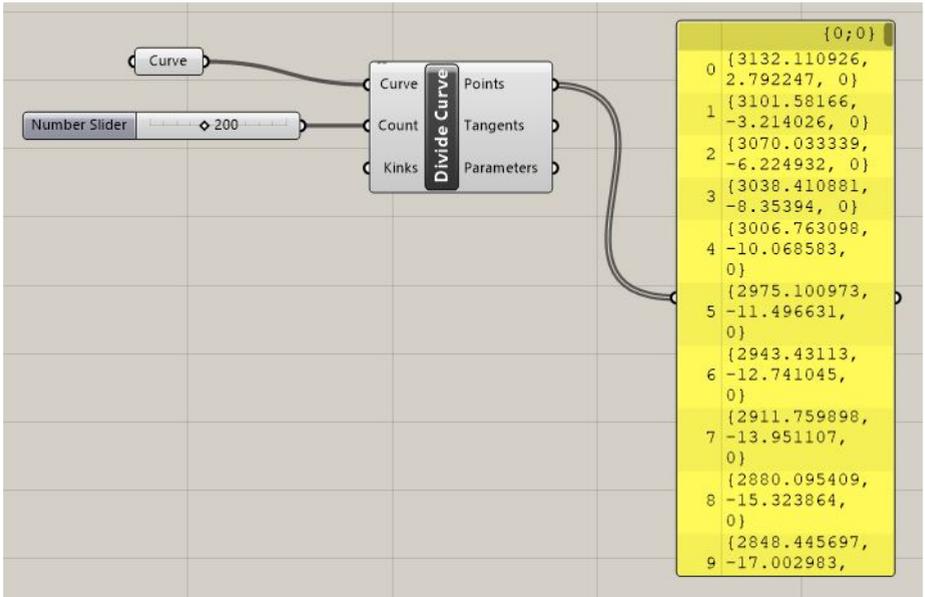
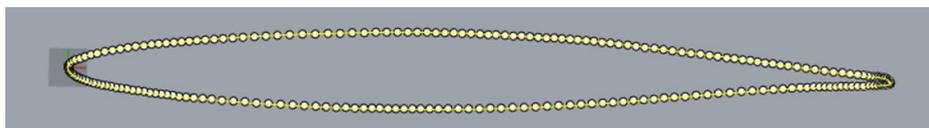


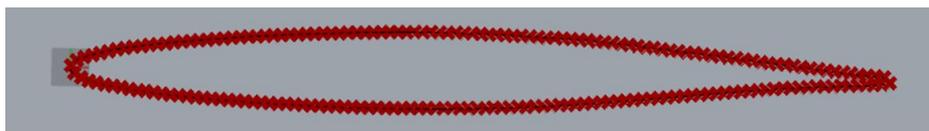
Figura 7.8: Algoritmo de Grasshopper para discretizar curvas

El primer paso, fue importar la sección del perfil del ala mediante el comando *Importar .dxf*. Una vez el perfil se hallaba en el entorno 3D, hubo que recolocar de manera que el borde de ataque se hallara en el origen de coordenadas y el borde de salida en el lado positivo del eje X (Figura 7.9). Para ello se utilizaron diversas herramientas proporcionadas por *Rhino 6* al aplicar *Transformar*.



**Figura 7.9:** Perfil del ala definido con *splines*

La opción *Reflejar*, habiendo seleccionado la sección y un punto sobre el que rotar, permitió crear un conjunto de curvas simétricas a la misma. *Mover* dió la posibilidad de mover la sección escogiendo uno de sus puntos y desplazándolo por el entorno 3D hasta una posición cercana al origen de coordenadas. La tercera herramienta utilizada fue *Rotar 2D*, que varió la orientación del perfil elegido utilizando un punto como centro de rotación y otro cualquiera para generar el ángulo de giro.



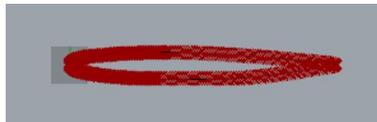
**Figura 7.10:** Perfil del ala definido con puntos

Finalmente, el último paso fue aplicar el algoritmo de *Grasshopper*. En la ventana *Number Slider* se especificó que se deseaba dividir el perfil en 200 puntos. Habiendo seleccionado previamente el conjunto de curvas (Figura 7.10), en la ventana *Curve* se aplicó *Set one Curve*, obteniendo así el listado de puntos en la ventana de resultados. Con el comando *CopyData Only* de dicho componente, se copiaron las coordenadas de todos los puntos generados, pudiendo pegarlas en un archivo *.txt* para su posterior procesado.

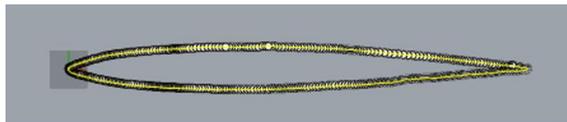
Tras obtener el archivo de texto con los puntos del perfil del ala del F-86F Sabre, se realizó el mismo procedimiento con los perfiles del estabilizador horizontal y el del vertical. Ambas secciones fueron importadas, recolocadas y convertidas en listas, de 200 puntos cada una, tal y como se hizo en el caso anterior.



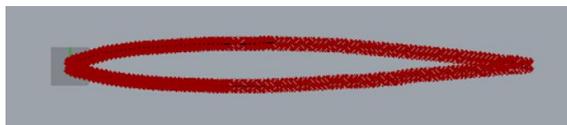
**Figura 7.11:** Perfil del estabilizador horizontal definido con *splines*



**Figura 7.12:** Perfil del estabilizador horizontal definido con puntos



**Figura 7.13:** Perfil del estabilizador horizontal definido con *splines*



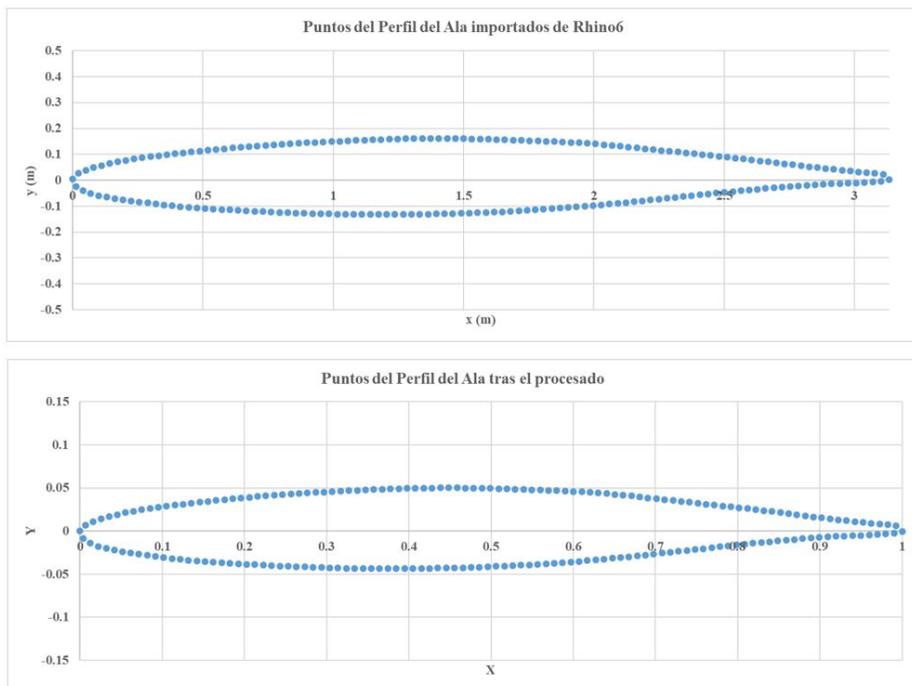
**Figura 7.14:** Perfil del estabilizador horizontal definido con puntos

En las Figuras 7.11, 7.12, 7.13 y 7.14, puede visualizarse (en la misma escala que las Figuras 7.9 y 7.10) la discretización de los dos perfiles para convertirlos en listas de puntos. Ambas secciones se guardaron en documentos de texto que permitieran, junto con el archivo del ala, efectuar su posterior procesado.

El siguiente paso, tras haber obtenido los tres archivos de texto con la geometría de estudio, fue preparar los datos para la aplicación del análisis aerodinámico. Primero, se retiraron los corchetes que englobaban las tres coordenadas (Figura 7.8), así como la última de éstas (nula al ser un perfil bidimensional), y se importaron los datos a *Microsoft Excel 2016*.

El primer procesado que se realizó fue el correcto posicionamiento del borde de ataque en el origen de coordenadas. Para ello, se restaron de todas las coordenadas los valores del punto más cercano al origen. Seguidamente, se adimensionalizó el perfil utilizando la cuerda del mismo, que se definió como la componente X del punto más alejado del borde de ataque, siendo en este caso 3131,65 milímetros.

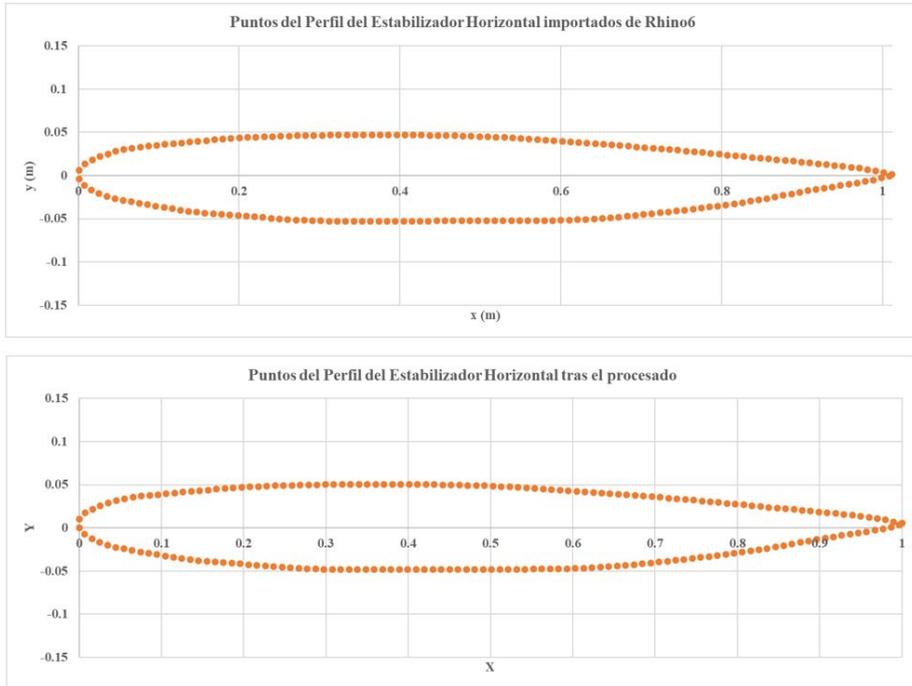
Por último, se ordenó el conjunto de puntos de forma que la lista comenzara en el borde de salida, siguiera por el extradós hasta el borde de ataque y volviera por el intradós al punto de inicio (Figura 7.15).



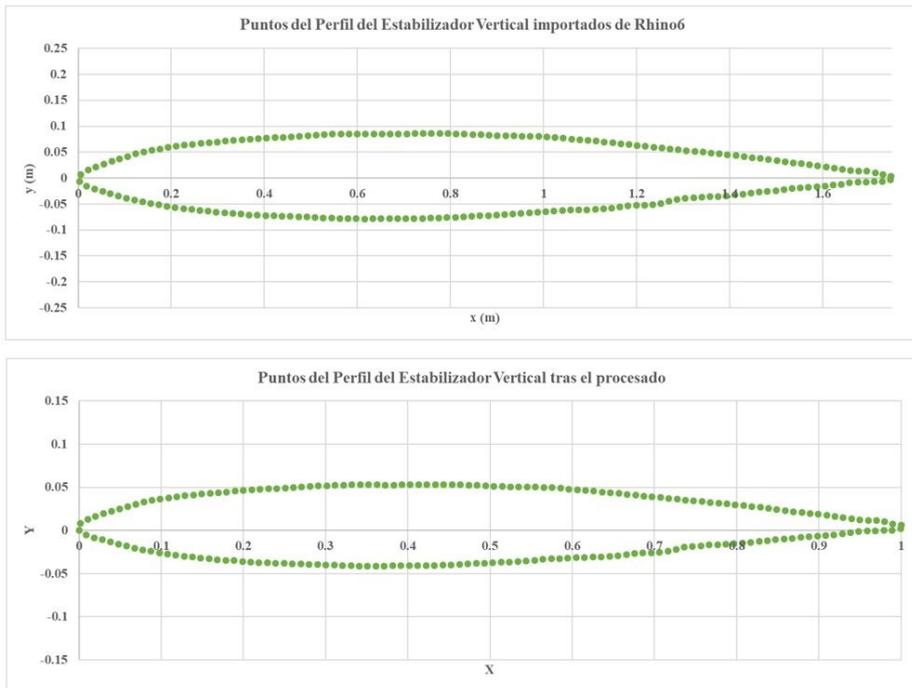
**Figura 7.15:** Perfil del ala antes y después del procesado

El último paso fue seleccionar los datos finales, ya ordenados, y exportarlos en un archivo con extensión *.dat*, donde se especificó el nombre de la lista como *Perfil Ala*.

Igual que antes, se realizó el mismo procesado con los datos de ambos estabilizadores, corrigiendo, adimensionalizando y ordenando todos sus valores. En el caso del horizontal (Figura 7.16), su cuerda era de 1011,04 milímetros, mientras que en el del vertical (Figura 7.17) fue de 1743,81 milímetros.



**Figura 7.16:** Perfil del estabilizador horizontal antes y después del procesado

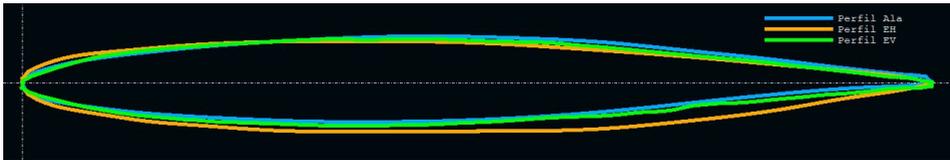


**Figura 7.17:** Perfil del estabilizador vertical antes y después del procesado

De nuevo, se exportaron estos datos en archivos de extensión *.dat*, en los que se guardaron los puntos junto con los nombres de cada perfil, *Perfil EH* y *PerfilEV*, respectivamente.[15]

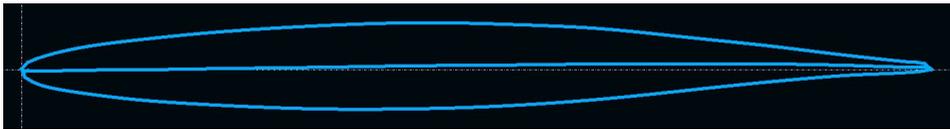
## 7.2 Análisis de los perfiles

Al haber obtenido la geometría de los tres perfiles en el formato adecuado, se inició el programa *XFLR5*, que permite realizar análisis aerodinámicos de geometrías alares. Mediante el comando *File* → *Open*, se importaron los tres archivos de datos (Figura 7.18).[16]

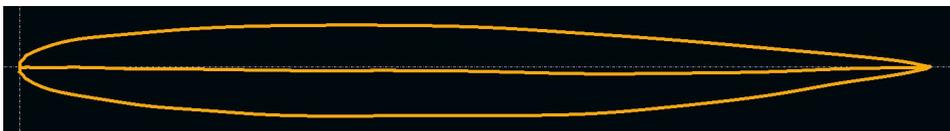


**Figura 7.18:** Perfiles importados al entorno del programa *XFLR5*

A pesar de que en la interfaz principal aparecen los tres perfiles simultáneamente, puede seleccionarse cuál de todos ellos se desea visualizar. Además, también existe la opción de generar la línea media del perfil, creada por el propio programa.



**Figura 7.19:** Perfil del ala importado al entorno del programa *XFLR5*



**Figura 7.20:** Perfil del estabilizador horizontal importado al entorno del programa *XFLR5*

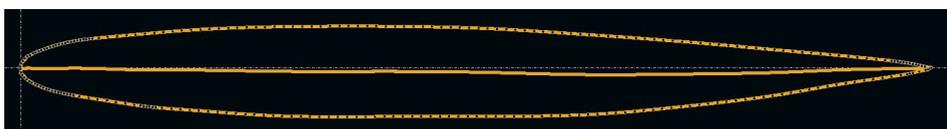


**Figura 7.21:** Perfil del estabilizador vertical importado al entorno del programa *XFLR5*

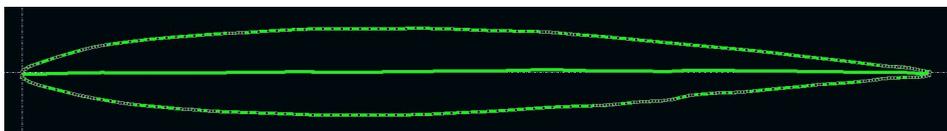
De cara al análisis aerodinámico, hay que tener en cuenta que la discretización realizada distribuyó los puntos a lo largo de la sección de manera equidistante. Esto provocó que en las zonas medias del extradós y el intradós hubieran suficientes puntos como para realizar una buena definición. Sin embargo, en el borde de ataque y en el de salida éstos no eran suficientes, por lo que se llevó a cabo un refinado de estas partes, añadiendo puntos que definían con mayor fiabilidad la geometría. Para ello, dentro del menú *Direct Foil Design*, se aplicó sobre los tres perfiles el comando *Refine Locally*, obteniendo los perfiles de las Figuras 7.22, 7.23 y 7.24.



**Figura 7.22:** Perfil del ala refinado



**Figura 7.23:** Perfil del estabilizador horizontal refinado



**Figura 7.24:** Perfil del estabilizador vertical refinado

Habiendo realizado estos refinados, se procedió a iniciar el estudio. En el menú *XFOIL Direct Analysis*, se muestra un entorno en el que visualizar diversas gráficas, repartidas en dos pestañas distintas. En la pestaña *Polar view*, se muestran cinco de ellas, con la posibilidad de ocultar alguna poco relevante o de editar sus ejes de forma que se representen las variables que más interesan. En la pestaña *OpPoint view*, se puede observar la distribución de presiones (mediante el  $c_p$ ) a lo largo del perfil, así como la sección del mismo.

Asimismo, en la pestaña *Analysis*, aparecen dos opciones de análisis. La primera, *Define an Analysis*, consiste en la evaluación de variables en función de otro parámetro, para valores constantes de número de Reynolds y de Mach (Figura 7.25).

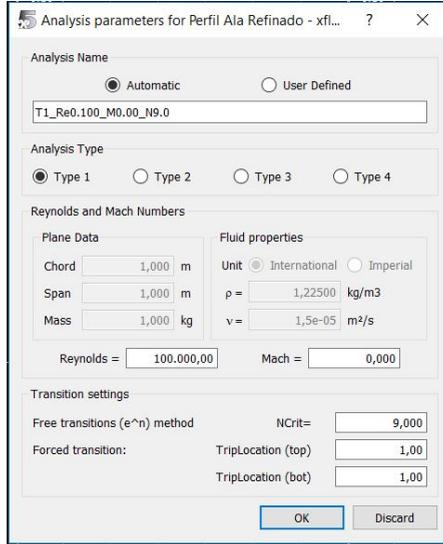


Figura 7.25: Menú de la opción *Define An Analysis*

Como se puede visualizar en la Figura 7.25, los valores de densidad y viscosidad cinemática están fijos, por lo que también lo está la viscosidad dinámica. Además, la cuerda del perfil, la envergadura del ala infinita y su masa se han fijado con un valor de una unidad (metros o kilogramos), de forma que los resultados que se obtengan puedan ser escalados fácilmente:

$$\rho = 1,225 \frac{kg}{m^3} \tag{7.1}$$

$$\nu = 1,5 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s} \tag{7.2}$$

$$\mu = \rho \cdot \nu = 1,225 \frac{kg}{m^3} \cdot 1,5 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s} = 1,8375 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{m \cdot s} \tag{7.3}$$

$$c = 1m \quad b = 1m \quad m = 1kg \tag{7.4}$$

La segunda, *Batch Analysis*, permite realizar el mismo estudio que en el caso anterior pero añadiendo la posibilidad de crear una lista de números de Reynolds, calculando las variables para cada uno de sus valores (Figura 7.26).

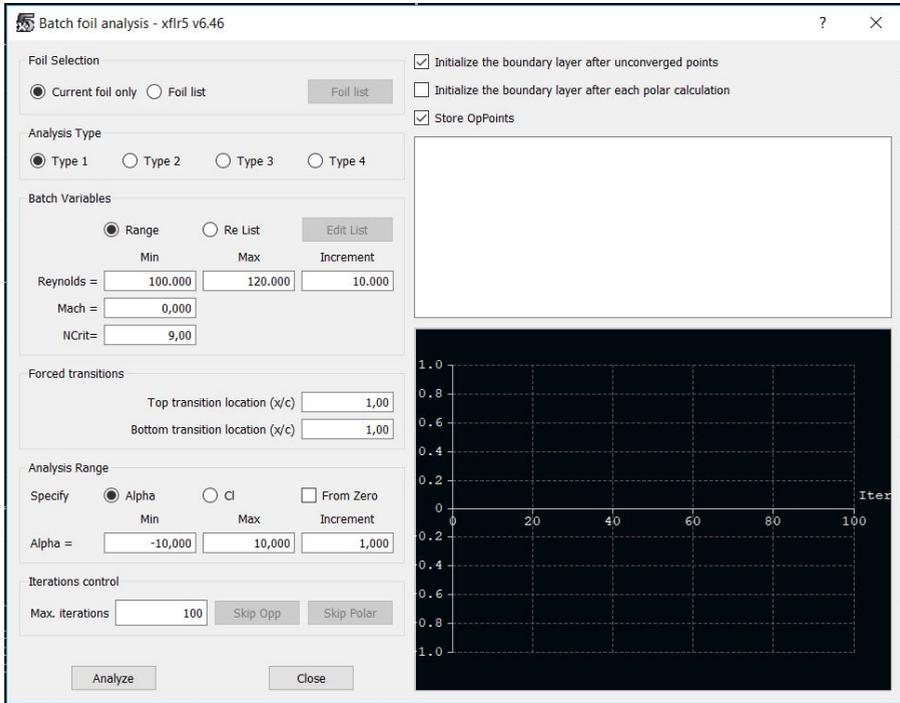


Figura 7.26: Menú de la opción *Batch Analysis*

En este análisis de este apartado, para poder visualizar el efecto del número de Reynolds en los resultados de los perfiles, se utilizó esta opción. Para ello, se estableció en *Analysis Type*, que éste fuera *Type 1*. Esto implica que la velocidad es fija y que es el coeficiente de sustentación el que varía. Por tanto servirá para realizar un barrido de ángulos de ataque, el cual es el tipo de análisis más extendido.[16]

Seguidamente, se especificaron los valores de entrada al programa para iniciar la simulación. En el cuadro de *Batch Variables*, se introdujo el rango y el paso del número de Reynolds, el valor del número de Mach y se dejó el valor de defecto de *NCrit*:

$$Re = \frac{\rho \cdot c \cdot V}{\mu} = 100,000 : 10,000 : 120,000 \quad (7.5)$$

$$M = 0 \quad (7.6)$$

Los valores escogidos no se corresponden con los valores reales del F-86F Sabre, que volaba con un Mach en torno a 0,9 y un Reynolds dos órdenes de magnitud mayor. La Ecuación 7.5 indica la definición del número de Reynolds. En el análisis, se han fijado todos los valores salvo la velocidad, de forma que al variar este número, es esta magnitud la que cambia de un caso a otro. Ésto puede parecer que entre en conflicto con el hecho de haber fijado el número de Mach como 0. En realidad, el Mach definido es la velocidad a la que se “desplazaría” el ala completa, pero cada sección de dicha ala posee un número de Reynolds distinto debido a la flecha o al diedro. Además, la razón por la que se ha definido Mach con ese valor es que el ponerle valores distintos a 0 tiende a impedir la convergencia de los cálculos, y para calcular con valores más altos, habría que tener en cuenta los efectos de compresibilidad. Sin embargo, esto último no aportaría nada a este estudio en el que se intenta demostrar la capacidad de la malla generada de ser analizada aerodinámicamente.[17]

En el cuadro de *Forced transitions* se dejaron los valores por defecto, y en el de *Analysis Range* se estableció que el análisis se realizaría en función de los valores de ángulo de ataque con el siguiente rango y paso:

$$\alpha = -10^\circ : 1^\circ : 10^\circ \quad (7.7)$$

Finalmente, en *Iterations control* se estableció un máximo de 100 iteraciones por valor evaluado y se activaron las opciones *Initialize the boundary layer after unconverged points* y *Store OpPoints*. La primera de ellas se halla activada por defecto, pero la segunda es necesario activarla si se desea guardar los datos que harán posible la visualización de las distribuciones de presiones.

Por último, se accionó el botón *Analyze*, y se realizó la misma acción con los mismos parámetros para los tres perfiles que se habían refinado. El programa fue evaluando para un mismo número de Reynolds distintos valores de  $\alpha$ , cambiando dicho número al llegar al final del rango estipulado para el ángulo. Mientras, en la interfaz bidimensional de la Figura 7.26, se mostraba el cálculo de errores que se generaban, indicando en la pantalla de arriba si los valores establecidos convergían, dando un resultado representable, o si, por el contrario, no llegaban a converger a causa de que con el número de iteraciones impuesto no era suficiente. Sin embargo, aunque se intentó realizar más estudios variando el límite de iteraciones, el programa tan solo llegaba a converger una pequeña cantidad de los puntos e incluso colapsaba, cerrándose automáticamente. Por ello, se asumió que con los datos que convergían eran suficientes para la intención de este análisis y que no valía la pena exigirle más precisión al software, además de que existía la posibilidad de que los fallos se debieran a que los perfiles no eran normalizados, lo que podía provocar que le costara más realizar los cálculos.

A continuación, se presentan los resultados obtenidos del análisis aerodinámico aplicado sobre los tres perfiles, usando los valores de simulación expuestos anteriormente.

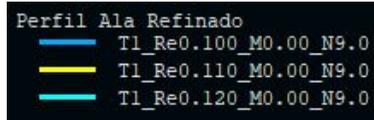


Figura 7.27: Leyenda de curvas del perfil del ala  $Re = 100.000/110.000/120.000$

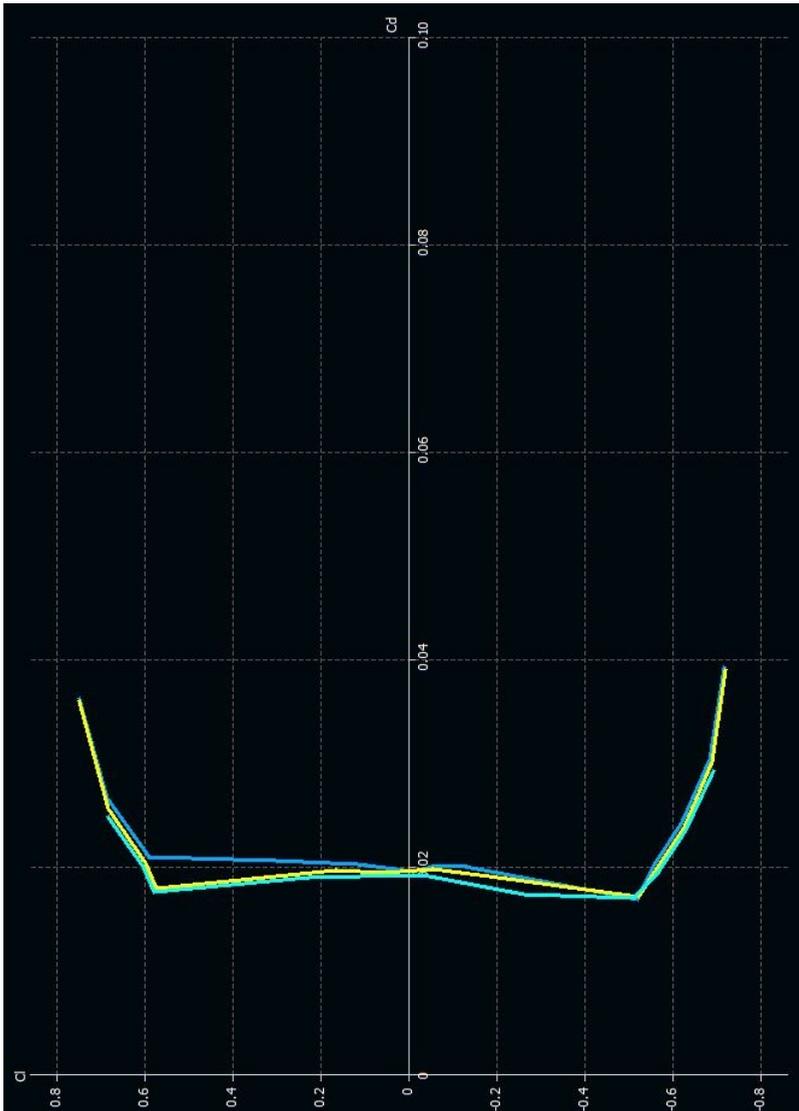


Figura 7.28: Curva de la polar del perfil del ala

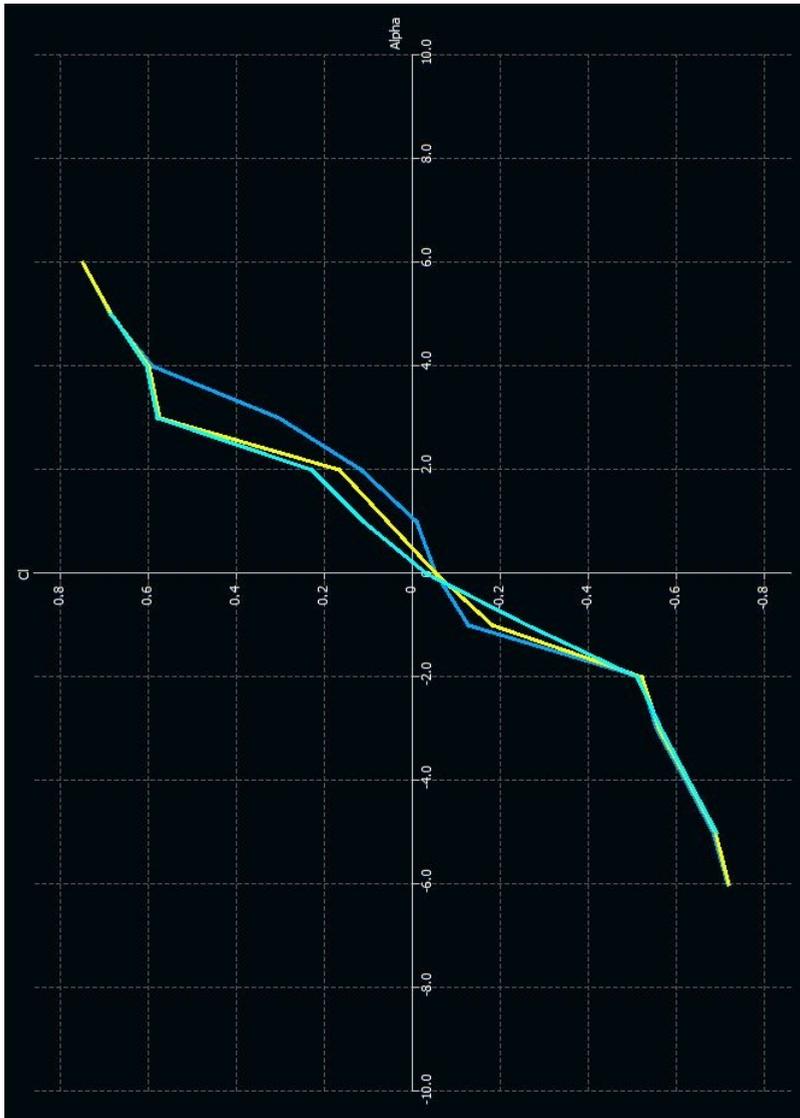


Figura 7.29: Curva de  $c_L$  frente a  $\alpha$  del perfil del ala

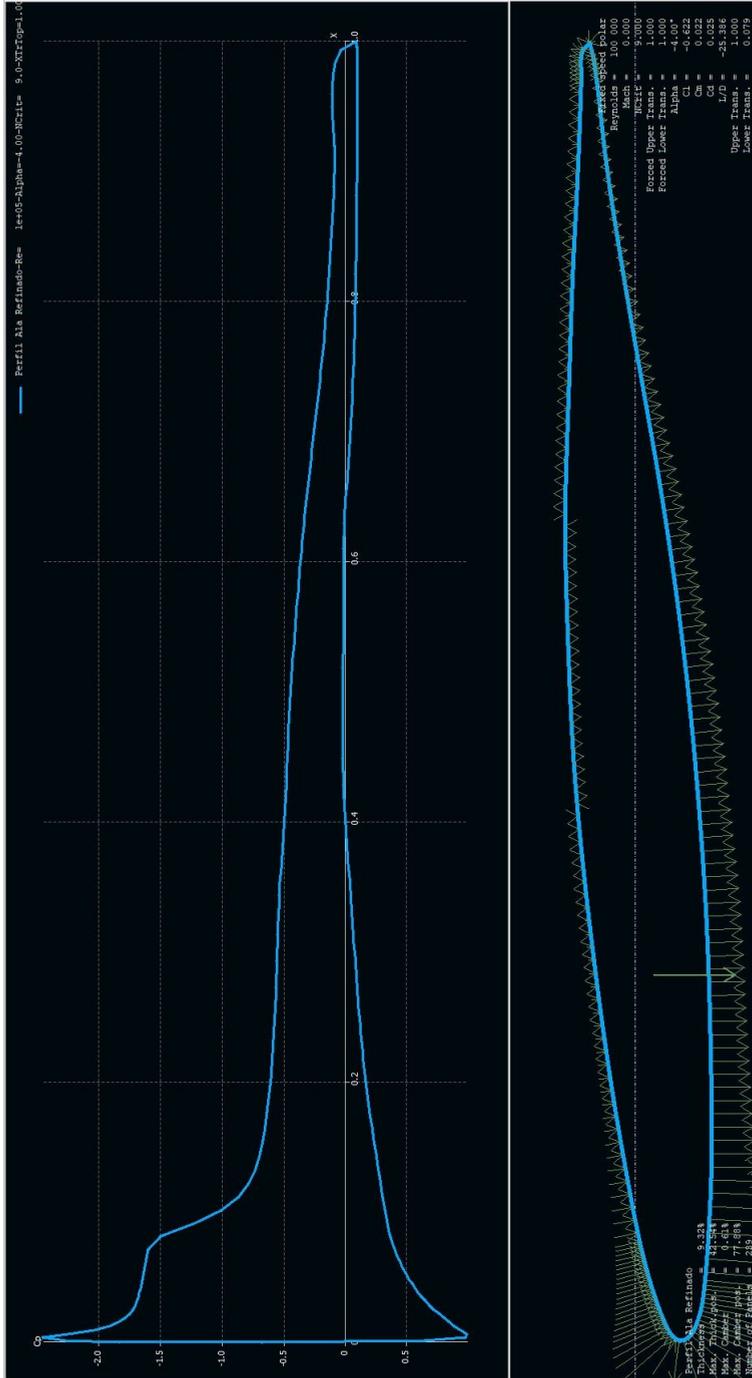


Figura 7.30: Distribución del  $c_P$  sobre el perfil del ala con  $\alpha = -4^\circ$  y  $Re = 100.000$   
 $c_L = -0,622$

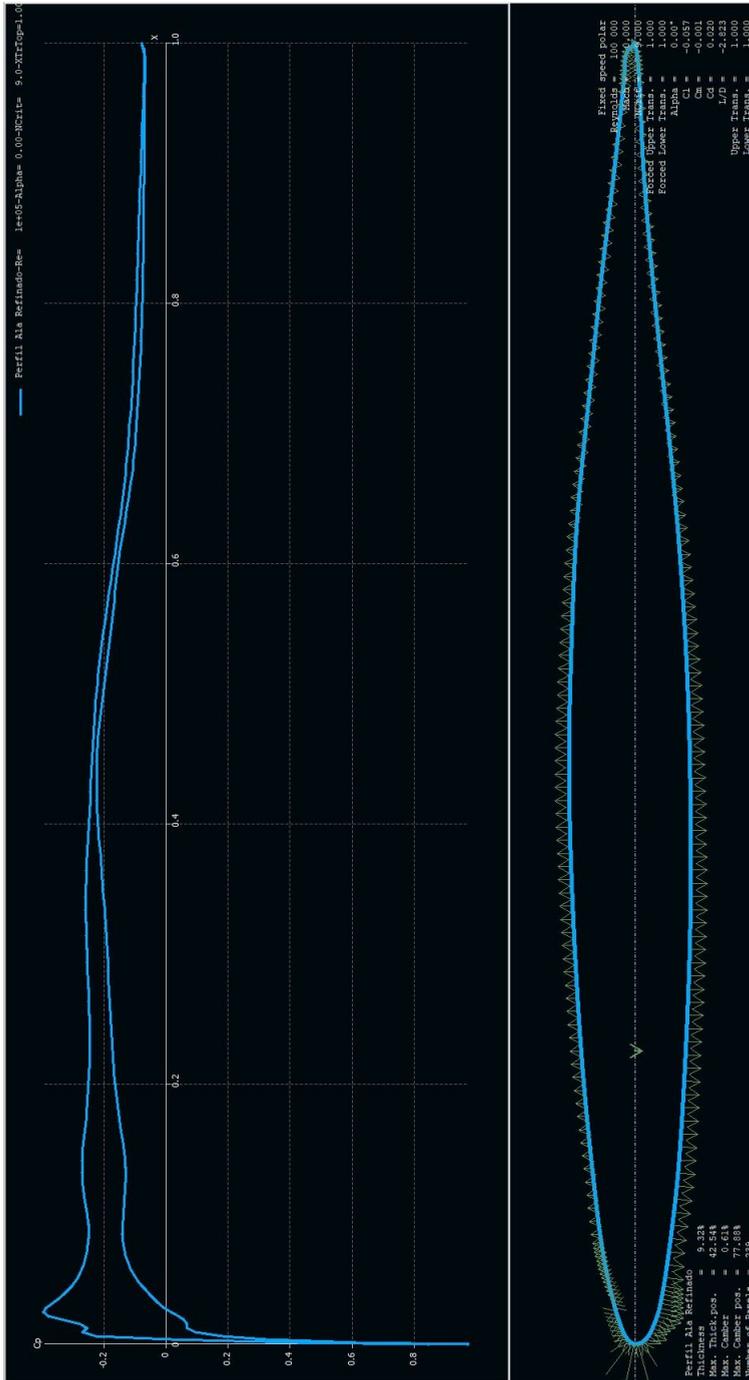


Figura 7.31: Distribución del  $c_P$  sobre el perfil del ala con  $\alpha = 0^\circ$  y  $Re = 100.000$   
 $c_L = -0,057$

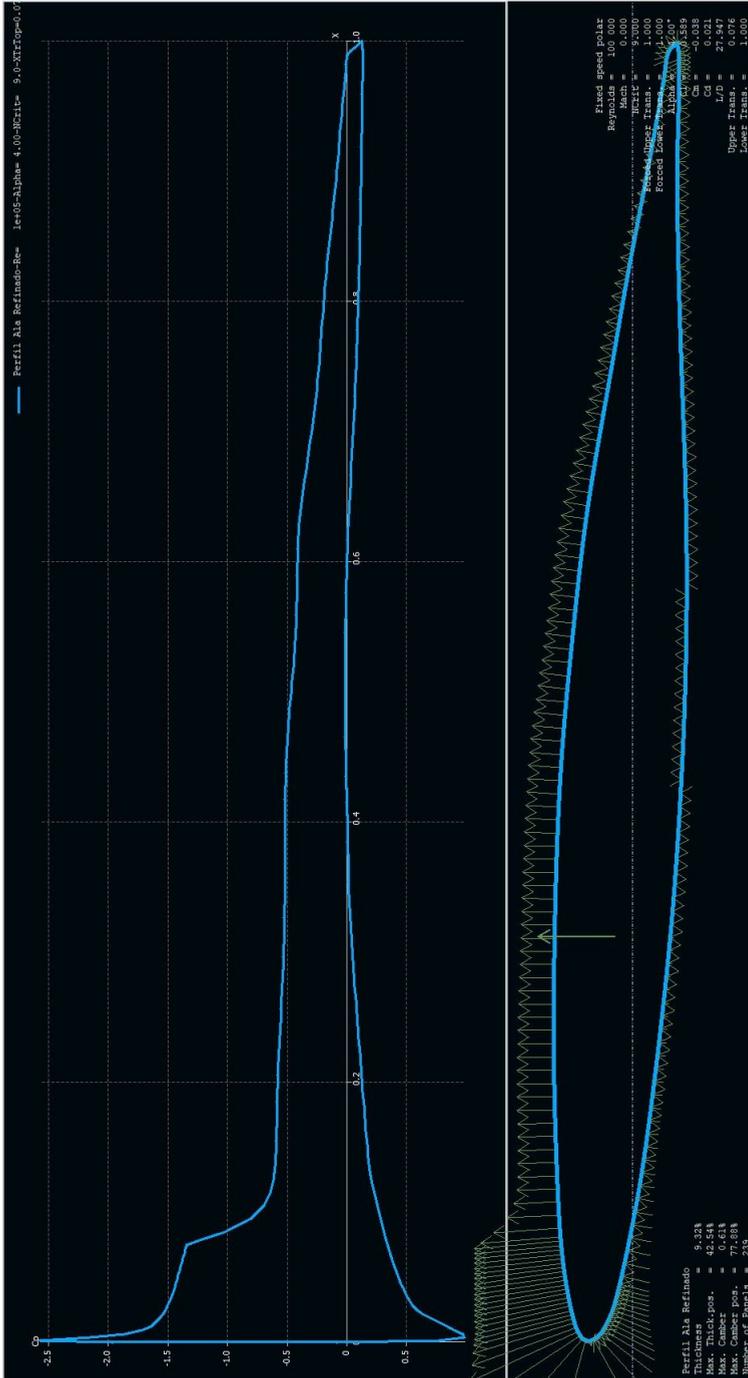


Figura 7.32: Distribución del  $c_p$  sobre el perfil del ala con  $\alpha = 4^\circ$  y  $Re = 100.000$   
 $c_L = 0,589$

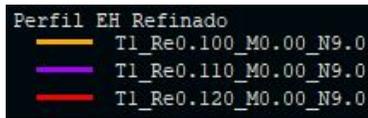


Figura 7.33: Leyenda de curvas del perfil del est. hor.  $Re = 100.000/110.000/120.000$



Figura 7.34: Curva de la polar del perfil del estabilizador horizontal

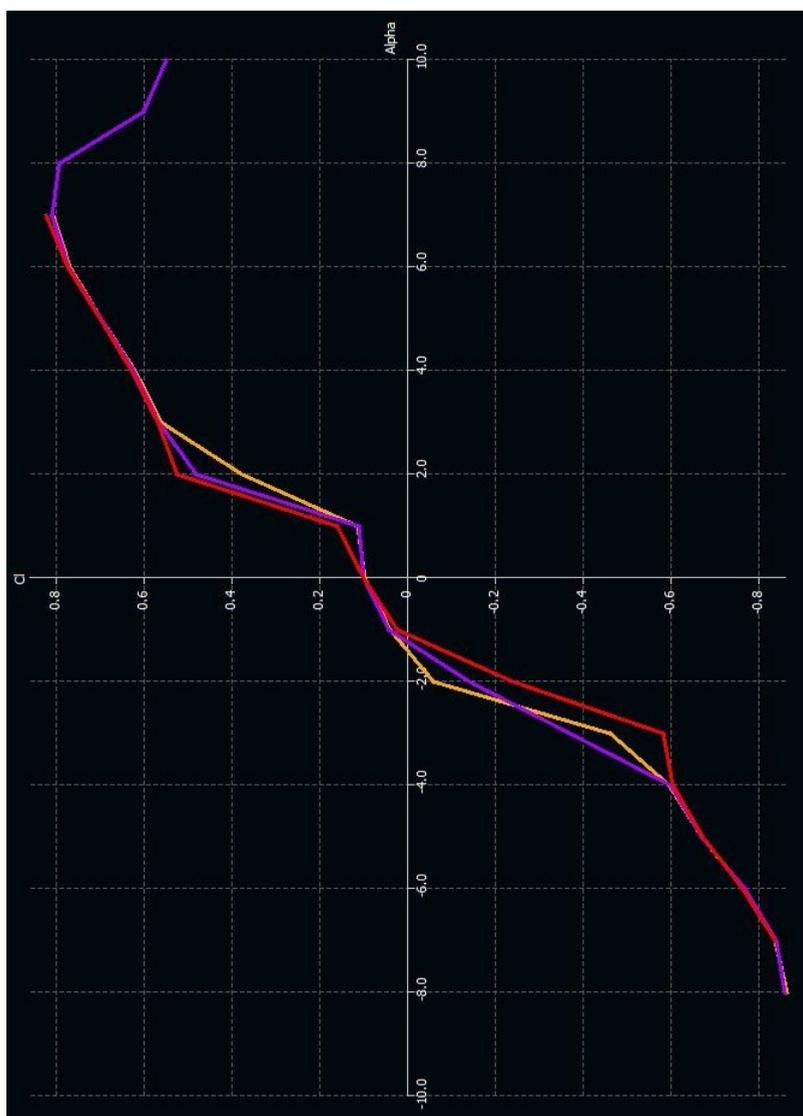


Figura 7.35: Curva de  $c_L$  frente a  $\alpha$  del perfil del estabilizador horizontal

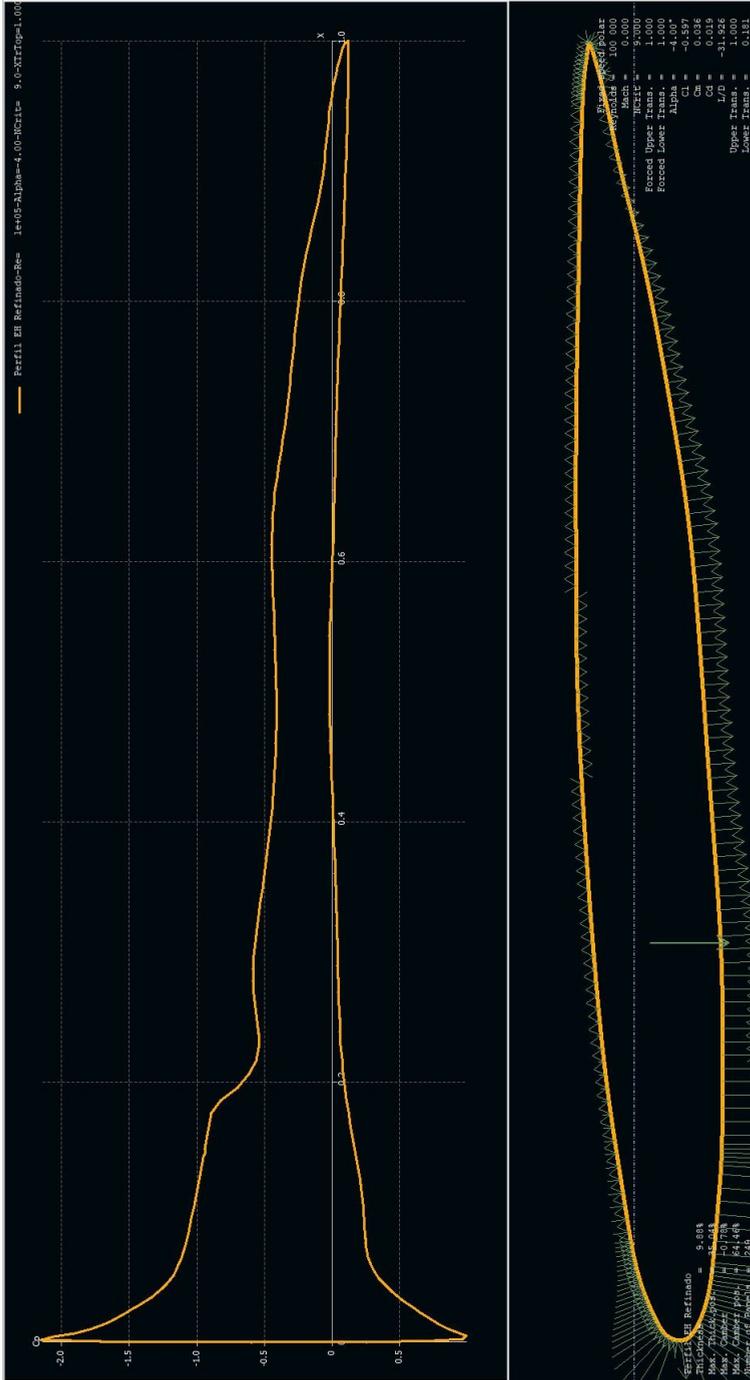


Figura 7.36: Distribución del  $c_p$  sobre el perfil del est. hor. con  $\alpha = -4^\circ$  y  $Re = 100.000$   
 $c_{L} = -0,597$

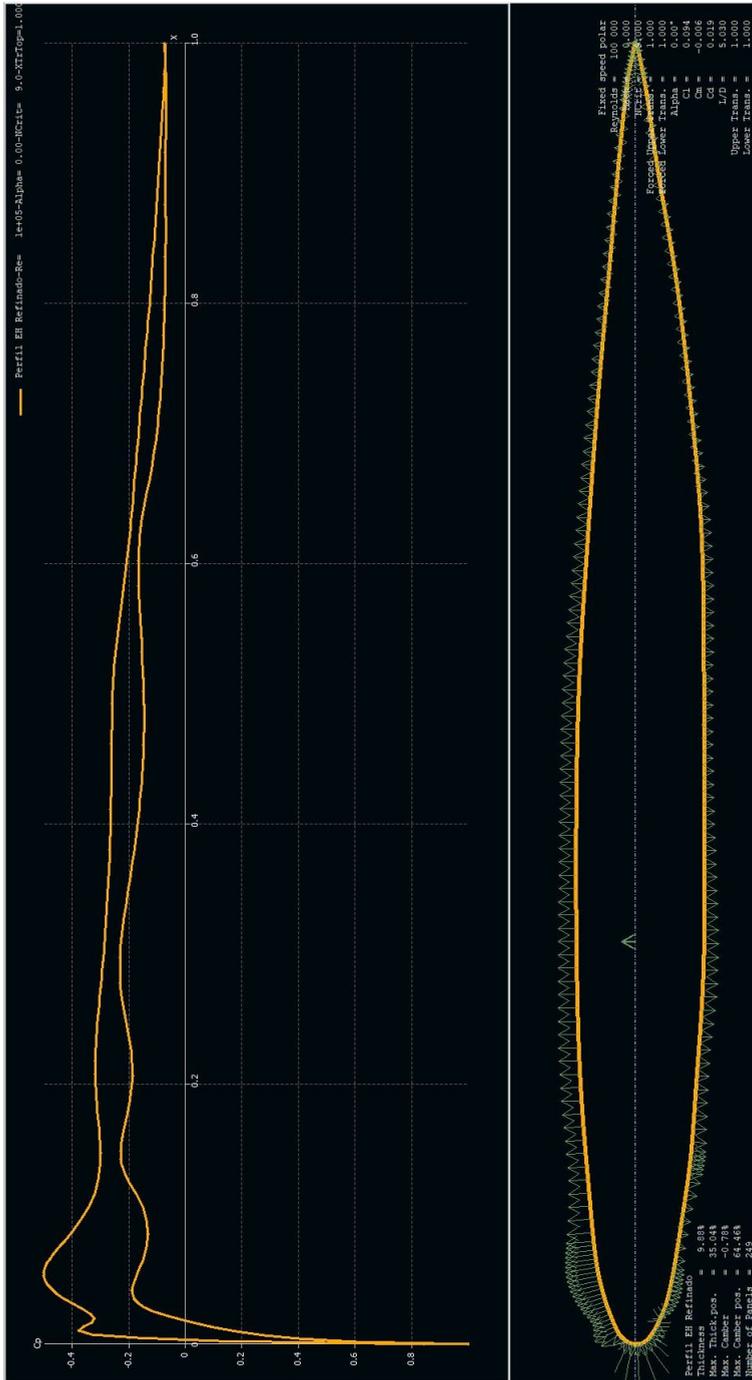


Figura 7.37: Distribución del  $c_P$  sobre el perfil del est. hor. con  $\alpha = 0^\circ$  y  $Re = 100.000$   
 $c_L = 0,094$

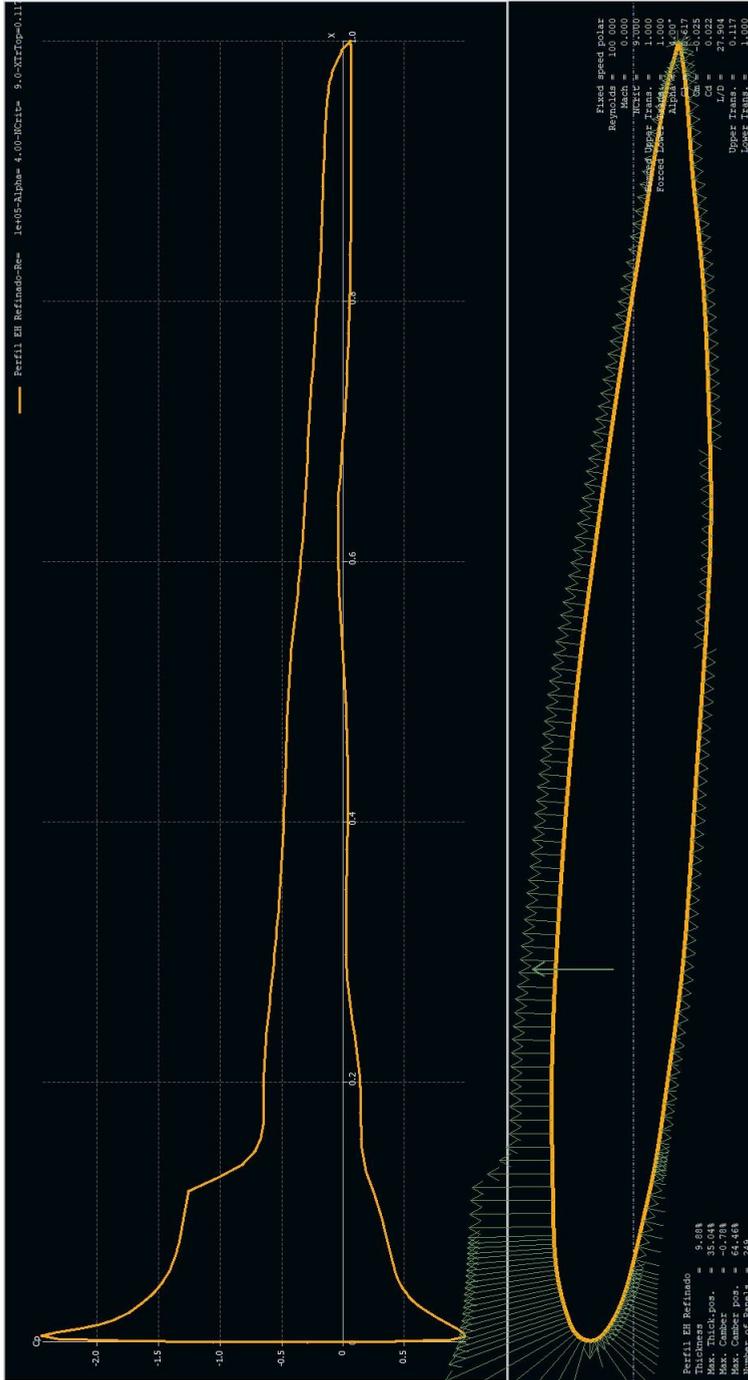


Figura 7.38: Distribución del  $c_P$  sobre el perfil del est. hor. con  $\alpha = 4^\circ$  y  $Re = 100.000$   
 $c_L = 0,617$

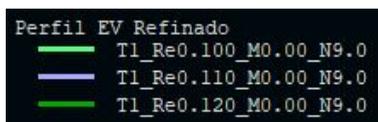


Figura 7.39: Leyenda de curvas del perfil del est. ver.  $Re = 100.000/110.000/120.000$

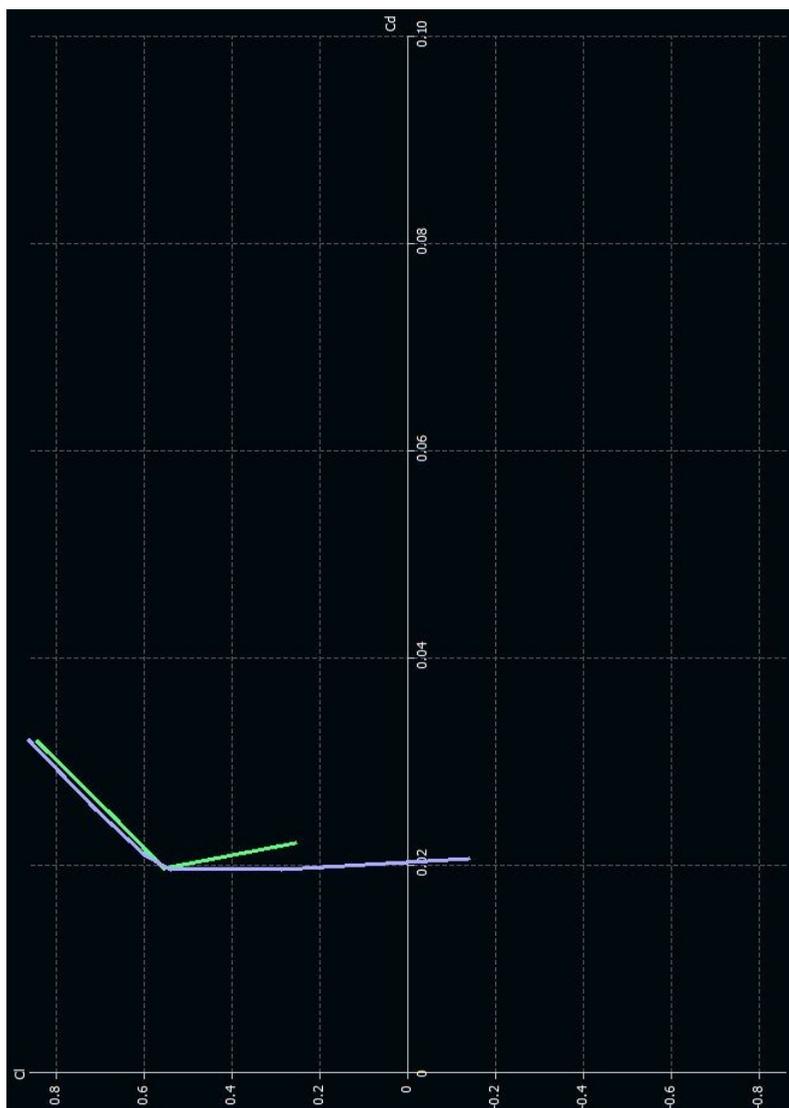


Figura 7.40: Curva de la polar del perfil del estabilizador vertical

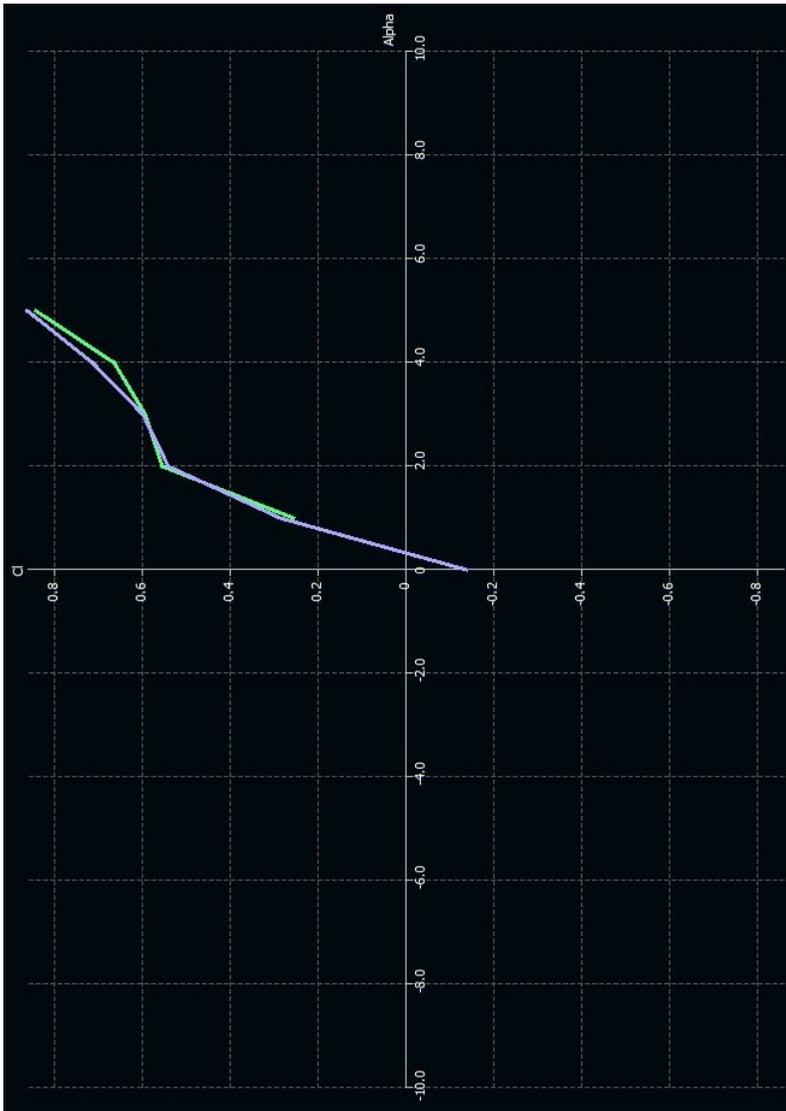


Figura 7.41: Curva de  $c_L$  frente a  $\alpha$  del perfil del estabilizador vertical

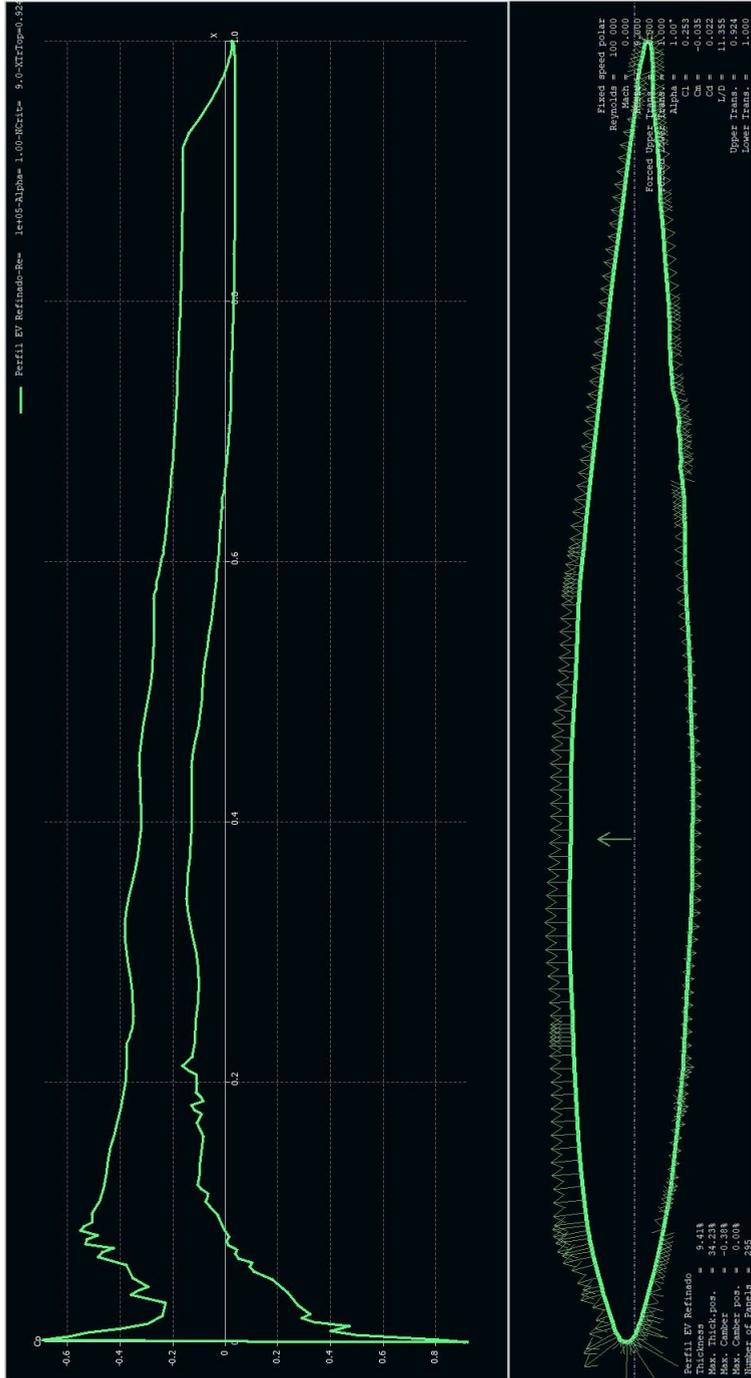


Figura 7.42: Distribución del  $c_P$  sobre el perfil del est. ver. con  $\alpha = 1^\circ$  y  $Re = 100.000$   
 $c_L = 0,253$

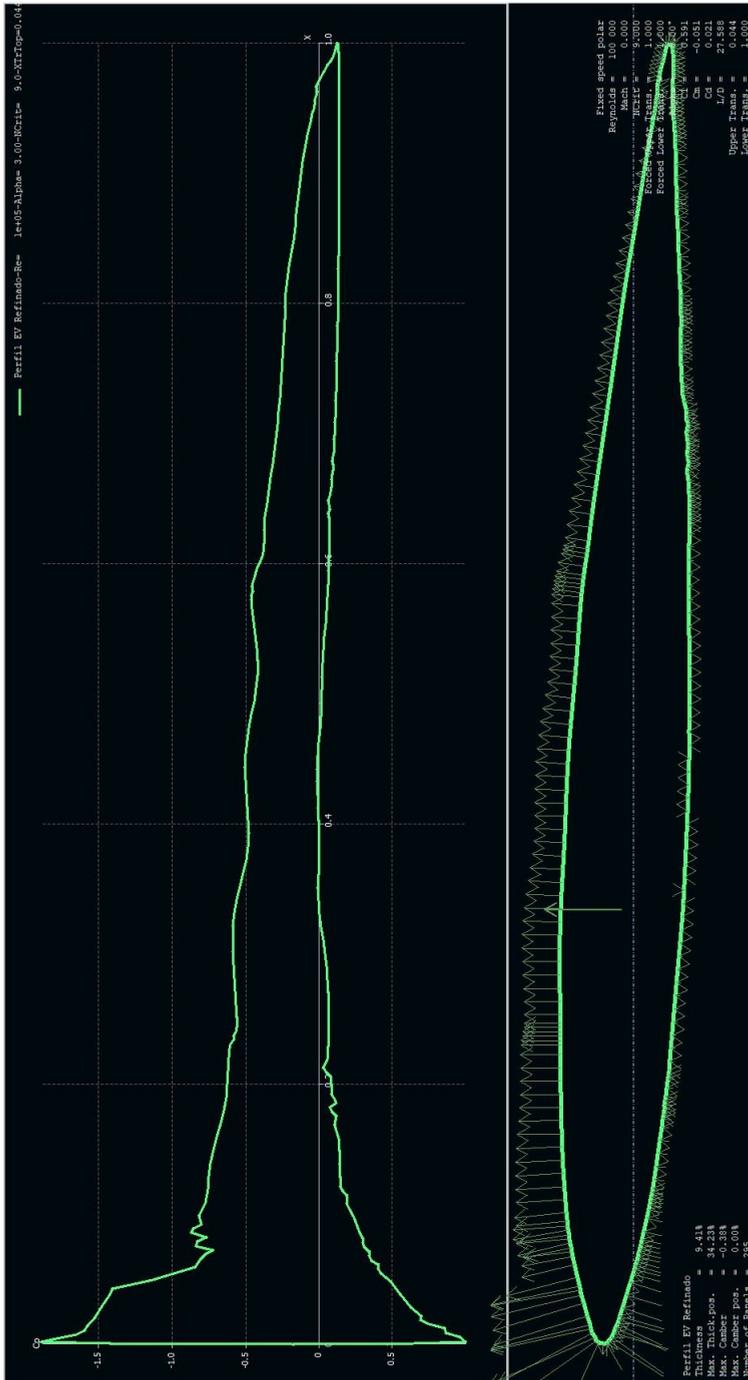
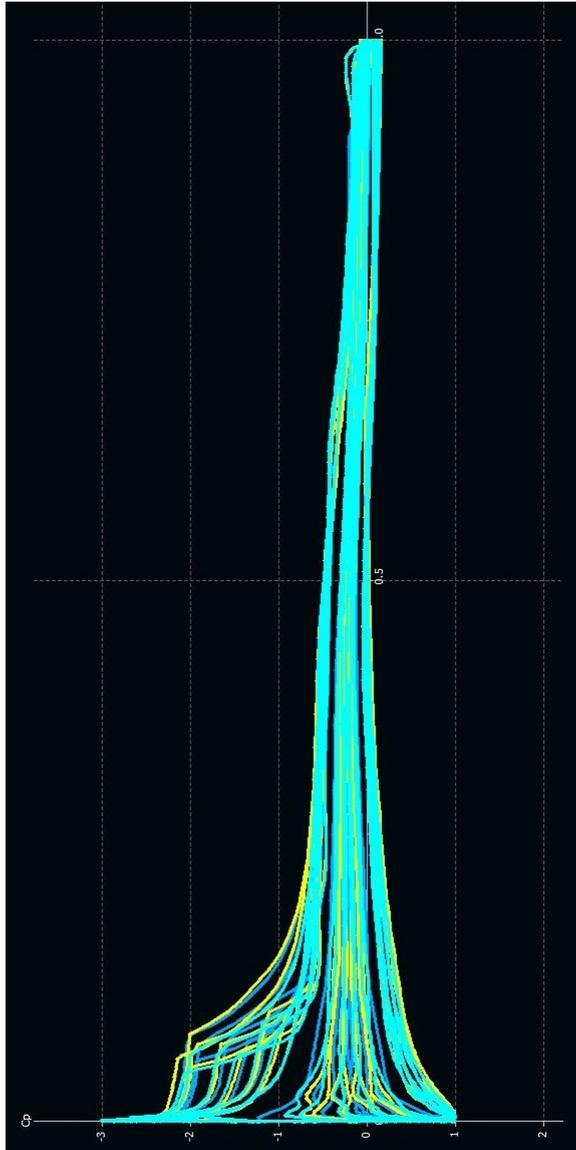


Figura 7.43: Distribución del  $c_P$  sobre el perfil del est. ver. con  $\alpha = 3^\circ$  y  $Re = 100.000$   
 $c_L = 0,591$



Figura 7.44: Distribución del  $c_P$  sobre el perfil del est. ver. con  $\alpha = 5^\circ$  y  $Re = 100.000$   
 $c_L = 0,840$



**Figura 7.45:** Distribuciones del  $c_p$  sobre el perfil del ala en todo el rango de  $\alpha$  y  $Re$

Otra de las opciones que permite el programa, es representar al mismo tiempo todas las distribuciones de presiones (**Figuras 7.45, 7.46 y 7.47**). De esa forma, es posible ver cómo éstas varían e influyen en la aerodinámica de los perfiles.

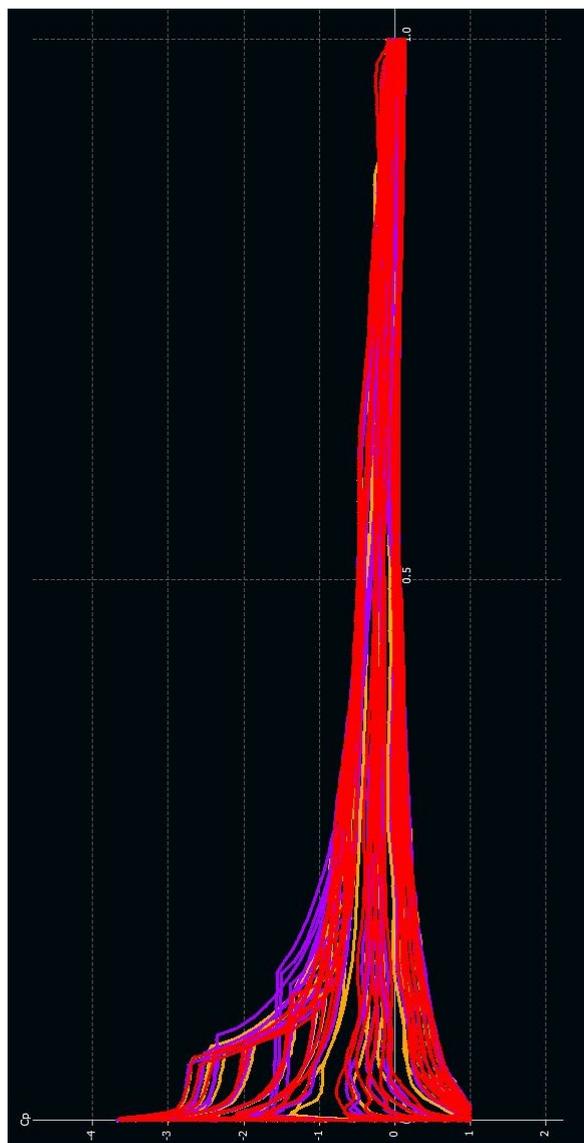
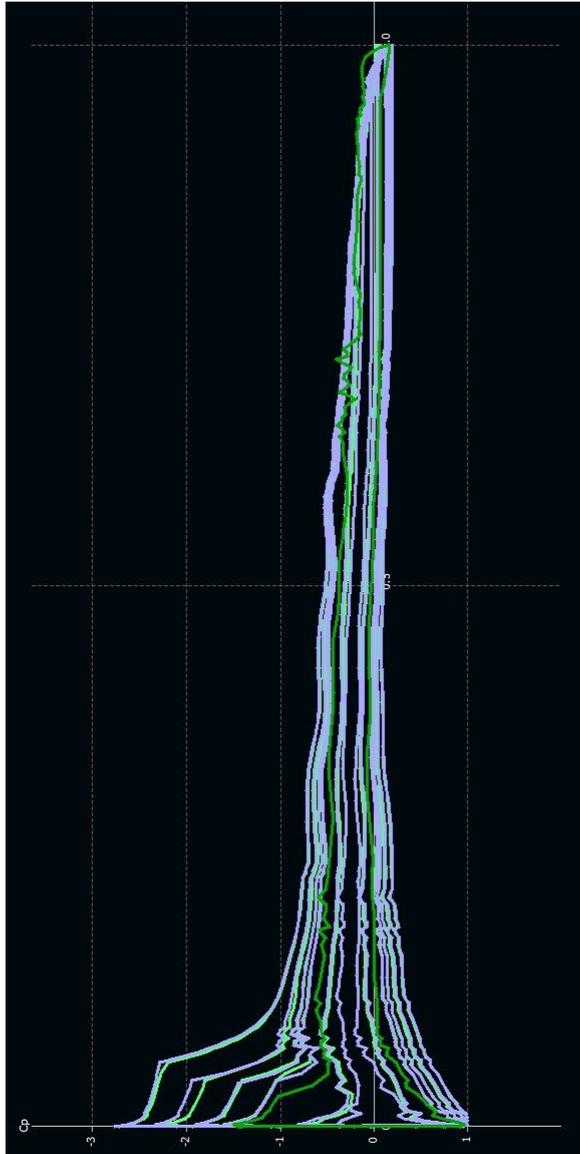


Figura 7.46: Distribuciones del  $c_p$  sobre el perfil del est. hor. en todo el rango de  $\alpha$  y  $Re$



**Figura 7.47:** Distribuciones del  $c_p$  sobre el perfil del est. ver. en todo el rango de  $\alpha$  y  $Re$

Sin embargo, en *XFLR5* no es posible distinguir entre el extradós y el intradós, por lo que no se visualiza correctamente cómo cambian los valores de presión. Utilizando las figuras en las que se muestra la distribución para cada ángulo, se realiza un mejor análisis ya que se indica el  $c_L$  generado y se deduce si el perfil sustenta o no.

En cuanto al análisis de las gráficas mostradas, hay que tener en cuenta que las gráficas de la polar de los perfiles (**Figuras 7.28, 7.34 y 7.40**) no son realistas. Esto se debe a que el programa *XFLR5* realiza los cálculos utilizando el método de los paneles, que no calcula correctamente el *Drag* ni el  $c_D$  al no contemplar los efectos viscosos del aire sobre el perfil.

Por otra parte, las gráficas en las que se representa el  $c_L$  frente a  $\alpha$  (**Figuras 7.29, 7.35 y 7.41**) sí que son válidas hasta cierto ángulo de ataque. La existencia de este valor límite es a causa de que la teoría potencial no tiene en cuenta la entrada en pérdida que sufre el perfil al alcanzar una inclinación excesiva, siendo esta zona de la gráfica una aproximación que no se corresponde con el método de los paneles. Sin embargo, sí se pueden obtener datos remarcables, como el ángulo para el cual la sustentación es nula y el  $c_L$  que posee el perfil para un  $\alpha = 0$ .

Finalmente, comparando las gráficas del  $c_P$  para cada ángulo de ataque (**Figuras 7.30, 7.31, 7.32, 7.36, 7.37, 7.38, 7.42, 7.43, 7.44**), se puede entender cómo funciona la aerodinámica de estos perfiles. En las figuras, se representa la presión en el extradós y en el intradós del perfil, tanto en forma de gráfica como de distribución sobre el propio perfil. El *Lift* se define como la fuerza que genera el perfil para sustentarse, y se produce a causa de la diferencia de presiones que existe entre su parte inferior y la superior. El área que encierran las curvas representadas en las gráficas se corresponde con la sustentación que se genera. Es por eso que para el  $c_P$ , con un ángulo de  $4^\circ$ , el  $c_L$  es positivo ya que se advierte una gran área. Seguidamente, cuando el ángulo se reduce a  $0^\circ$ , el área se ha reducido, provocando que el  $c_L$  disminuya. Por último, en el caso de  $-4^\circ$ , el  $c_L$  es negativo ya que el perfil genera *Downforce* (al ser el  $c_P$  del intradós menor que el del extradós). Esta gráfica, y de ahí el problema comentado con las figuras en las que aparecían todas las distribuciones, posee las presiones del intradós y el extradós contrarias con respecto a la distribución que genera sustentación (la de  $4^\circ$ ). En el caso del estabilizador vertical, los ángulos mostrados son  $1^\circ$ ,  $3^\circ$  y  $5^\circ$  para poder observar la evolución del *Lift*, ya que en los ángulos menores y mayores que esos no llegaron a converger. Las ventajas de visualizar las variaciones del  $c_P$  en función de cada ángulo, es que se puede conocer para cuál deja de sustentar el perfil (igual que en las gráficas de  $c_L$  frente a  $\alpha$ ). Asimismo, la posibilidad de observar la presión existente en la superficie propia del perfil, permite apreciar en qué zonas no hay sustentación y cómo se van desplazando los lóbulos de presión.

Como se ha podido observar, a partir de la malla obtenida del F-86F Sabre, se pudo obtener la geometría de sus perfiles y analizarlos aerodinámicamente. Una de las interesantes opciones que presenta la herramienta *XFLR5*, es el diseño tridimensional de alas completas a partir de los resultados de analizar secciones [18]. Además, es también posible diseñar e incluir el fuselaje de la aeronave, de forma que el cálculo completo tenga en cuenta todos los factores que influyen en el vuelo de una aeronave, aunque habría que valorar los parámetros de simulación que se aplicarían al modelo. Es debido a la complejidad del desarrollo de ese proyecto que en este trabajo no se presenta el análisis completo de la aeronave utilizando una herramienta de *CFD*.



---

## Capítulo 8

# Presupuesto

En este apartado se exponen los distintos gastos, de manera aproximada, que se produjeron durante la realización de este proyecto, especificando los precios de cada concepto, y obteniendo, finalmente, una estimación del coste total que ha supuesto. Esto permite realizar una valoración sobre los beneficios de la aplicación de este tipo de tecnología, de forma que pueda estudiarse su rentabilidad en el campo de la Ingeniería Aeroespacial.

Para ello, se tuvieron en cuenta diversos aspectos como el sueldo del ingeniero a cargo del proyecto, los gastos del desplazamiento para realizar el escaneado, las licencias de los programas informáticos que se utilizaron y, finalmente, los costes que supuso realizar las impresiones 3D. Para algunos de los cálculos, hubo que estimar el precio de determinados conceptos, tales como el precio de la luz, la gasolina y el consumo de gasolina por kilómetro de desplazamiento. Es por ello que, como se ha comentado, las siguientes tablas muestran una estimación cercana pero no exacta de todos los gastos producidos.

El primer gasto que se tiene en cuenta es el sueldo en bruto de un Ingeniero Aeroespacial, asumiendo que el desarrollo de este proyecto requirió alrededor de un mes de trabajo (Tabla 8.1).

Concepto	Sueldo	Tiempo	Coste
Ingeniero	1.800 €/mes	30 días	1.800 €

**Tabla 8.1:** Presupuesto del sueldo del Ingeniero encargado del proyecto

Los siguientes costes a tenerse en consideración, fueron los relacionados con el proceso de escaneado. Para llevarlo a cabo, hubo que desplazarse desde la Universitat Politècnica de València (UPV) hasta el Parque del Oeste, y volver, para devolver el dispositivo de láser-escáner así como realizar copias de los datos obtenidos. Por ello, se realizó el cálculo que supuso el alquiler de un coche durante un día de trabajo, el gasto de gasolina (suponiendo un precio estándar) que supuso dicho desplazamiento y el alquiler en el mismo día del equipo de láser-escáner (Tabla 8.2).

Concepto	Precio	Cantidad	Coste
<b>Alquiler Coche</b>	10,00 €/día	1 día	10,00 €
<b>Gasolina</b>	1,279 €/l	13 km	1,33 €
	0,08 l/km		
<b>Trimble TX6</b>	600,00 €/día	1 día	600,00 €
<b>Total</b>			<b>611,33 €</b>

**Tabla 8.2:** Presupuesto de los gastos referentes al proceso de escaneado

Por otra parte, las licencias de los programas informáticos, así como el propio equipo, supusieron a su vez un gasto importante. Sin embargo, para el cálculo de este presupuesto, se contabilizó el gasto que ha supuesto el proyecto, asumiendo que las licencias eran algo que ya se poseían y su coste era una parte de su precio completo.

Concepto	Precio	Tiempo	Coste
<b>Equipo Informático</b>	1.000 €/2 años	240 h	13,70 €
<b>Energía Consumida</b>	400 W		13,85 €
<b>Trimble Realworks</b>	1.800 €/1 año	1 h	0,21 €
<b>Leica Cyclone</b>	1.840 €/1 año	72 h	15,12 €
<b>3DReshaper</b>	1.820 €/1 año	10 h	2,08 €
<b>Meshmixer</b>	0 €	6 h	0,00 €
<b>Rhino6</b>	495 €/2 años	4 h	0,11 €
<b>Fusion360</b>	415 €/1 año	8 h	0,38 €
<b>Cura Ultimaker</b>	0 €	1 h	0,00 €
<b>XFoil</b>	0 €	8 h	0,00 €
<b>Total</b>			<b>45,45 €</b>

**Tabla 8.3:** Presupuesto de los gastos informáticos del proyecto

En el cálculo de la Tabla 8.3, se han tenido en cuenta diversas consideraciones. Por una parte, los programas *Meshmixer*, *Cura Ultimaker* y *XFLR5*, al ser gratuitos, se han contabilizado con un coste nulo. Por otra parte, el coste energético se ha calculado teniendo en cuenta que el precio de la luz se halla alrededor de 0,1443 €/kWh y que se trabajaron 8 horas diarias durante los 30 días del proyecto. Además, en el caso del equipo informático y de la licencia del programa *Rhino 6*, se asumió que su periodo de depreciación rondaba los 2 años. La licencia de este programa no caduca, pero hay que tener en cuenta que la licencia comprada no serviría en caso de que saliera una nueva versión del mismo.

Seguidamente, se exponen los gastos que han supuesto las impresiones de los modelos tridimensionales. El precio de la compra de la impresora 3D (ya montada) se ha tenido en cuenta de la misma forma que el de algunos de los programas informáticos, suponiendo una vida útil de 2 años y evaluando el coste de las horas totales de impresión.

Concepto	Precio	Tiempo	Coste
<b>Impresora</b>	825,62 €/2 años	28,5 h	<b>1,34 €</b>

**Tabla 8.4:** Presupuesto de la impresora Original Prusa I3 MK35 3D Printer [13]

Esas horas totales que se muestran en la Tabla 8.4, se han contabilizado como la suma de los distintos tiempos de impresión de cada uno de los modelos. En la Tabla 8.5, aparece el consumo de potencia que supuso cada modelo y la base, así como las horas ya explicadas. Este cálculo se ha realizado teniendo en cuenta el precio de la luz aplicado también sobre el consumo del equipo informático.

Concepto	Potencia	Tiempo	Coste
<b>Modelo de Prueba</b>	575 W	11,5 h	0,95 €
<b>Modelo Final</b>	600 W	12,0 h	1,04 €
<b>Base</b>	250 W	5,0 h	0,18 €
		<b>Total</b>	<b>2,17 €</b>

**Tabla 8.5:** Presupuesto de la energía consumida con las impresiones

Otro aspecto a tener en cuenta es el gasto que supone el material gastado en los modelos. Conociendo el precio del PLA [14] de 20,95 €/kg de material, e incluyendo en el peso de los modelos el material perdido debido a los soportes de la impresión final, se pudo realizar el cálculo (Tabla 8.7).

Concepto	Material	Coste
Modelo de Prueba	96 g	2,01 €
Modelo Final	160 g	3,35 €
Base	102 g	2,14 €
	<b>Total</b>	<b>7,50 €</b>

**Tabla 8.6:** Presupuesto del gasto del material utilizado en las impresiones

En la Tabla 8.7, se puede visualizar el coste total que supusieron las impresiones, definido como la suma de lo distintos aspectos comentados.

Concepto	Coste
Coste Impresora	1,34 €
Coste Energético	2,17 €
Coste Material	7,50 €
<b>Total</b>	<b>11,02 €</b>

**Tabla 8.7:** Presupuesto del gasto que ha supuesto la impresión completa

Finalmente, en la Tabla 8.8, aparece reflejado un resumen de todos los gastos producidos separados en los apartados considerados así como un cómputo total. Asimismo, aparece el cálculo de los costes teniendo en cuenta la aplicación del 21% de IVA en todos los gastos salvo en el sueldo bruto del Ingeniero.

Concepto	Coste	IVA	Coste + IVA
Coste Ingeniero	1.800,00 €	0 %	1.800,00 €
Coste Escaneado	611,33 €	21 %	739,71 €
Coste Computacional	45,45 €	21 %	54,99 €
Coste Impresión	11,02 €	21 %	13,33 €
<b>Total</b>	<b>2.467,80 €</b>		<b>2.608,03 €</b>

**Tabla 8.8:** Presupuesto del gasto total del proyecto al completo

---

## Capítulo 9

# Conclusiones

Una vez finalizado el proyecto, es posible extraer ciertas conclusiones sobre el mismo, así como algunas consideraciones a tener en cuenta de cara a futuros estudios. En ellos, podría usarse este trabajo como punto de partida para investigar posibles mejoras en las tecnologías utilizadas así como en la toma de decisiones llevadas a cabo en su resolución.

Tal y como se ha comprobado, realizar el levantamiento y la modelación 3D de la aeronave F-86F Sabre del Parque del Oeste de Valencia, ha permitido obtener una malla tridimensional que puede utilizarse para aplicaciones muy diversas, tanto desde la perspectiva del diseño como la del análisis computacional.

La tecnología de láser-escáner utilizada ha demostrado ser muy útil para registrar objetos de los cuales, de otra forma, sería imposible conseguir una representación fiable de su aspecto real con ese nivel de detalle. Esto ha proporcionado una representación tridimensional muy fiable de un avión que está fuera del servicio desde hace casi 50 años y que se encuentra en un parque público.

Asimismo, la tecnología que se utilizó para generar el mallado del avión a partir de la nube de puntos, así como la que se utilizó para diseñar o reparar diversos aspectos, fue muy importante para el éxito de este trabajo. Hay que tener en cuenta que el programa *3DReshaper* suele utilizarse en el ámbito de la topografía para transformar entornos topográficos (terrenos, edificios,...) en nubes de puntos. Es por ello que se tuvo que realizar una tarea exhaustiva para conseguir una malla adecuada, reparando los errores que se producían. Por esa razón, habría que valorar la posibilidad de mejorar el software de cara a elementos industriales con gran cantidad de detalles, como es este caso.

Una parte importante del tiempo utilizado, se dedicó a reparar la malla ya que se deseaba mantener los detalles captados por el láser-escáner. Pero otra opción podría haber sido realizar un ejercicio de ingeniería inversa, directamente a partir de la nube de puntos. De esa forma, se habría reconstruido toda la superficie de la aeronave con superficies perfectas que no presentarían fallos.

Otra de las ventajas de la malla tridimensional que representa la aeronave en cuestión, es el gran abanico de aplicaciones que posee, algunas de las cuales se han presentado en este trabajo (Apartados 6 y 7).

Por una parte, la impresión de modelos 3D permite obtener una réplica a escala del avión real con todo lujo de detalles, aunque dependerá de las técnicas que se utilicen. La ventaja que presenta la impresión 3D utilizada, es que la malla de la aeronave puede imprimirse a la escala deseada. Además, otra de las opciones que permite, es imprimir tan sólo una parte de la misma, sin tener la necesidad de tener el avión completo si no es relevante.

Por otra parte, también se ha comprobado que a partir de la malla generada pueden reconstruirse los perfiles alares de la aeronave para cada sección de ala o de estabilizador. Esto además ha permitido realizar un análisis de caracterización del perfil aerodinámico, permitiendo obtener ciertos parámetros y gráficas que, de otra forma, habría sido muy complicado calcular.

Una forma de complementar este trabajo, podría ser utilizar el mallado obtenido en un estudio de CFD del avión completo. En comparación, un análisis en túnel de viento puede resultar más complicado ya que las leyes de semejanza (relación de las condiciones de estudio entre un objeto real y su modelo a escala) se deben mantener, y habrían condiciones de vuelo que conllevarían una gran complejidad de implementación. Sin embargo, un estudio de CFD no sería sencillo, sino que sería un ejercicio muy laborioso y llevaría mucho tiempo llegar a resultados fiables.

Un aspecto relevante, que no hay que olvidar, es la planificación previa que se debe realizar antes de iniciar cualquier trabajo. En este caso concreto, fue crucial tanto en lo relacionado con el alquiler del equipo de escaneo y del vehículo utilizado, como en el software necesario para llevar a cabo el trabajo. En este último fue especialmente importante dado que algunas de las licencias de los programas informáticos utilizados tienen una duración muy limitada así como un coste elevado, por lo que interesa aprovecharlas al máximo.

Finalmente, se puede considerar que el proyecto expuesto ha sido un éxito al haber conseguido obtener tanto el levantamiento completo de la aeronave como su modelado 3D. Además, se han conseguido realizar algunos ejemplos de aplicación que demuestran el interesante uso que esta tecnología puede llegar a tener en el ámbito de la Ingeniería Aeroespacial.

---

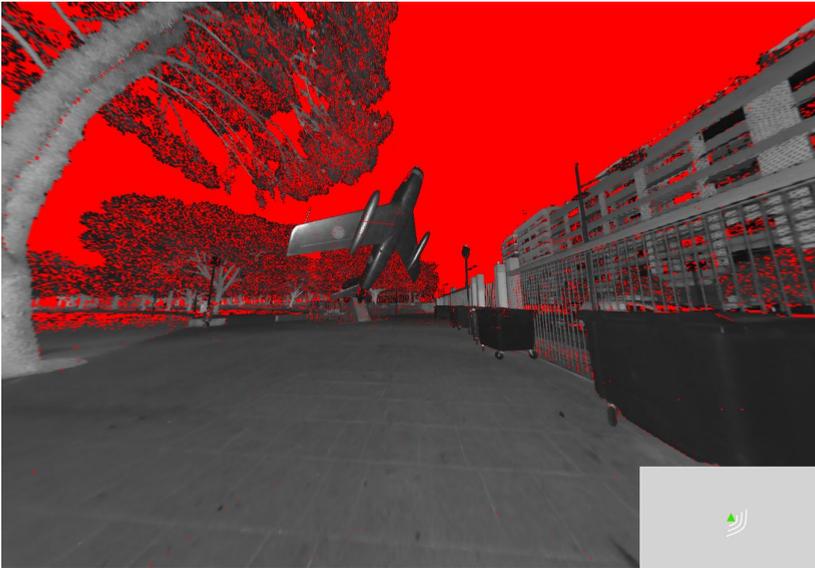
## Anexo A

# Estacionamientos en *Trimble RealWorks*

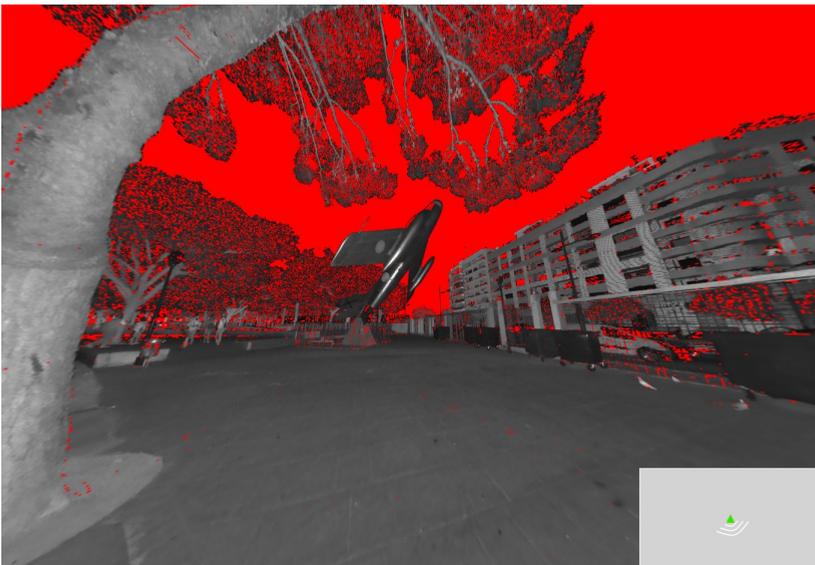
En este anexo, se muestra un modo de visualización sólo disponible en *Trimble RealWorks*, en el cual puede distinguirse entre las zonas que sí fueron registradas por el láser-escáner (color oscuro) y las zonas en las cuales no fue posible realizar el escaneo (color rojo).

Las zonas no registradas se deben a que el láser no se reflejó en ninguna superficie (como en el caso del cielo), a que se trataba de una zona con un obstáculo en la trayectoria del haz o a que éste incidió sobre una superficie con un gran coeficiente de reflexión y/o de forma oblicua (como en el caso de algunas partes de la aeronave o coches de alrededor). Debido a esto último, el haz se desvió prácticamente en su totalidad, provocando que el dispositivo no pudiera registrar ninguna información de dichas zonas.

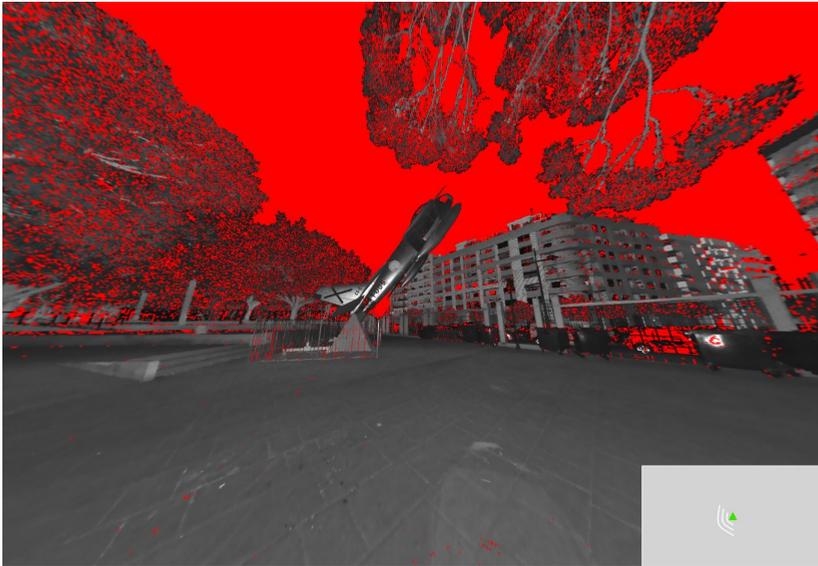
Además, en la esquina inferior derecha de cada figura, puede observarse un recuadro en gris, en el cual se indica, siendo la referencia el punto desde donde se realizó el escaneo, cuál es la orientación de la vista mostrada en la imagen con respecto a la orientación desde la cual se inició el mismo.



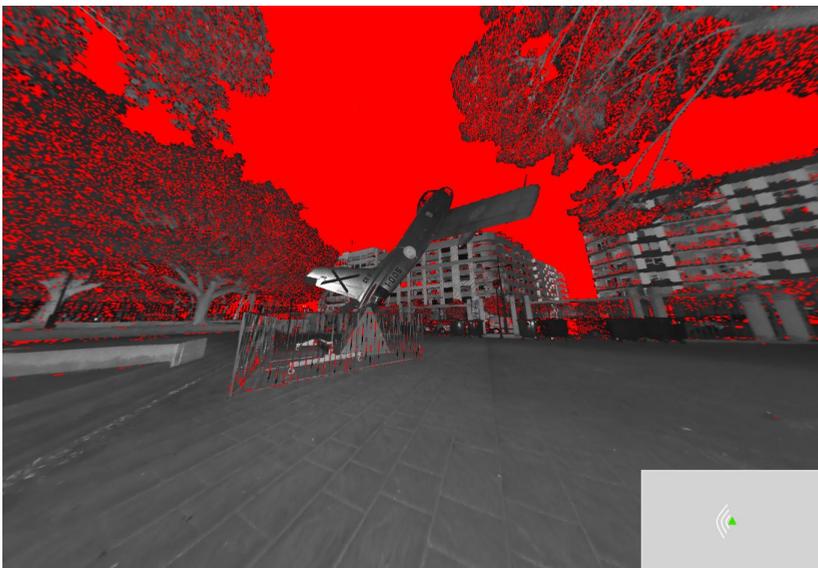
**Figura A.1:** Estacionamiento 1 visualizado en *Trimble RealWorks*



**Figura A.2:** Estacionamiento 2 visualizado en *Trimble RealWorks*



**Figura A.3:** Estacionamiento 3 visualizado en *Trimble RealWorks*



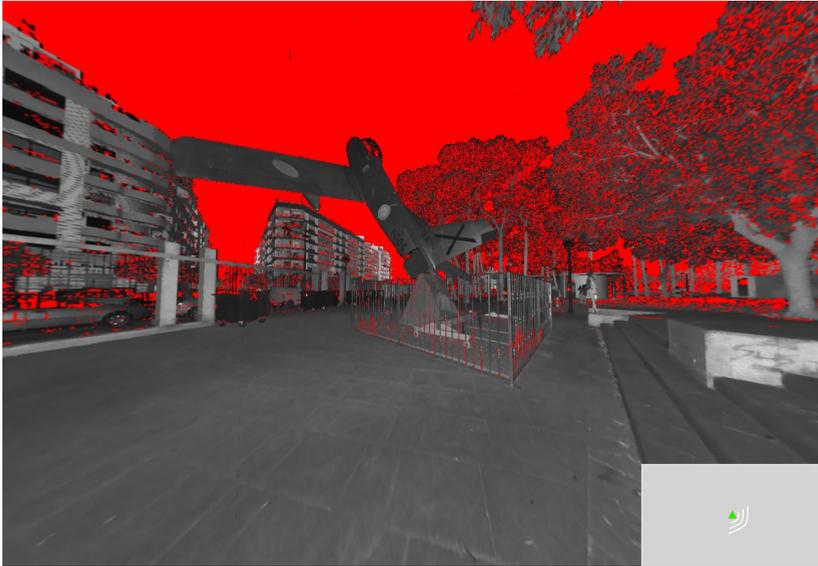
**Figura A.4:** Estacionamiento 4 visualizado en *Trimble RealWorks*



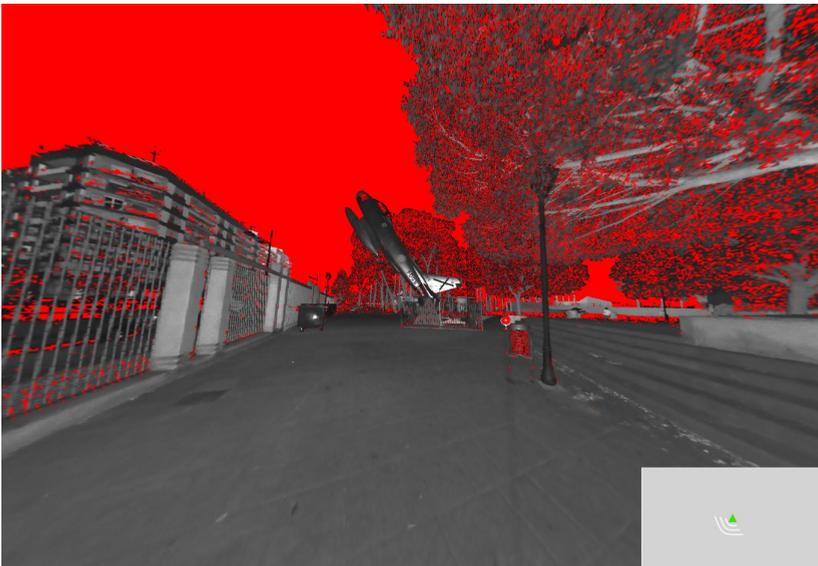
**Figura A.5:** Estacionamiento 5 visualizado en *Trimble RealWorks*



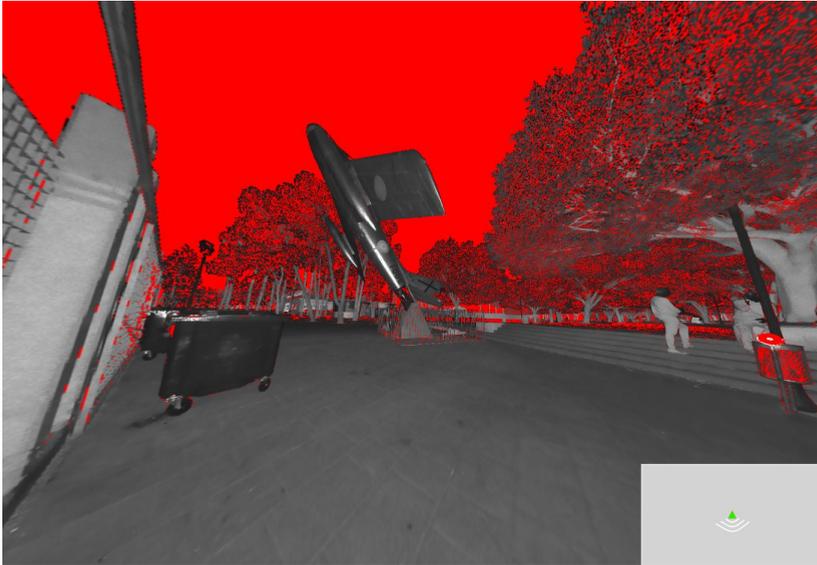
**Figura A.6:** Estacionamiento 6 visualizado en *Trimble RealWorks*



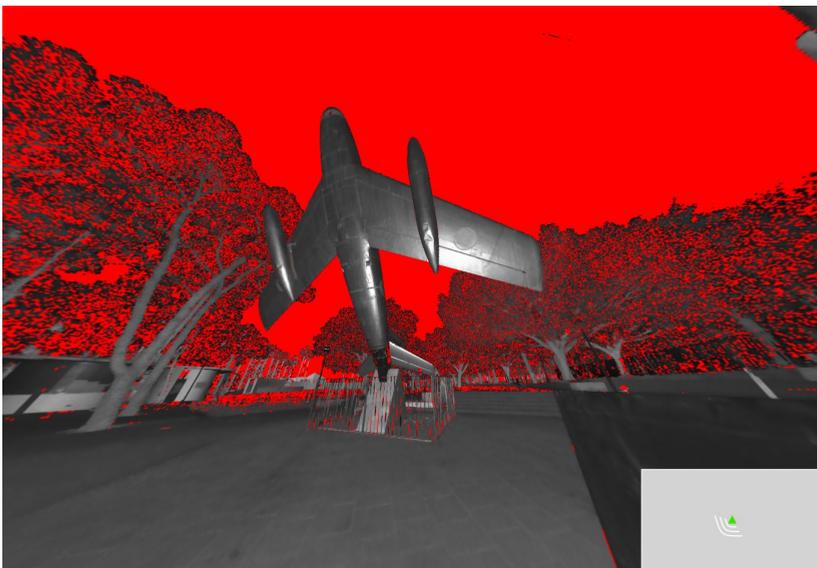
**Figura A.7:** Estacionamiento 7 visualizado en *Trimble RealWorks*



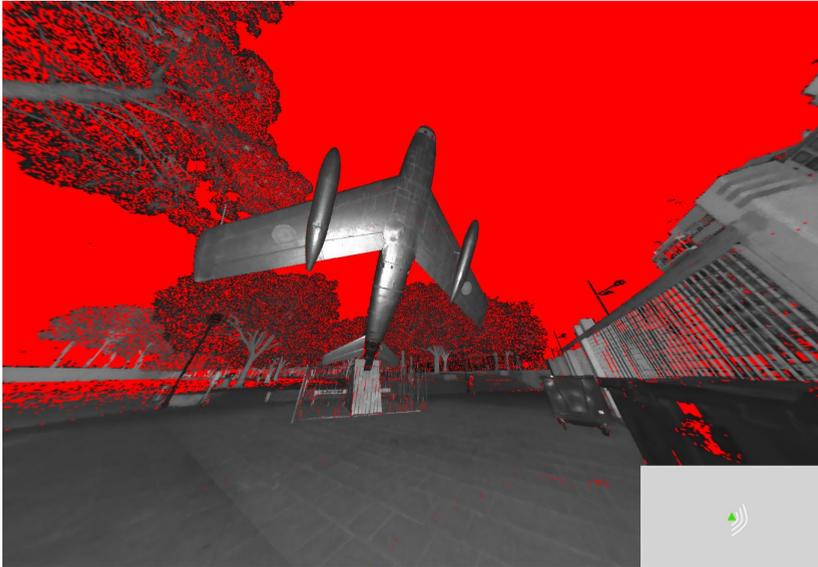
**Figura A.8:** Estacionamiento 8 visualizado en *Trimble RealWorks*



**Figura A.9:** Estacionamiento 9 visualizado en *Trimble RealWorks*



**Figura A.10:** Estacionamiento 10 visualizado en *Trimble RealWorks*



**Figura A.11:** Estacionamiento 11 visualizado en *Trimble RealWorks*



**Figura A.12:** Estacionamiento 12 visualizado en *Trimble RealWorks*



---

## Anexo B

# Estacionamientos en *Leica Cyclone*

En este anexo, se presentan imágenes de las nubes de puntos, del entorno del Parque del Oeste y en detalle del F-86F Sabre, captadas por el láser-escáner y visualizadas en el programa *Leica Cyclone*. El modo de visualización aplicado consiste en la asignación a cada punto registrado del color real (RGB) que posee el cuerpo escaneado, obtenido a partir de fotografías que realizó el dispositivo.

Al comparar las imágenes de todos los escaneos, se puede advertir que existen zonas de sombra, en las cuales no se registraron puntos, que varían en función del estacionamiento. Esto se debe a que al cambiar la posición desde donde se realizó cada escaneo, la perspectiva que el dispositivo poseía de los objetos de alrededor cambió. Por ello, determinados cuerpos (como la aeronave o los árboles) pudieron producir un bloqueo sobre otros (como los edificios) al registrar desde una determinada posición, y no producir ninguno desde otra de las posiciones utilizadas.



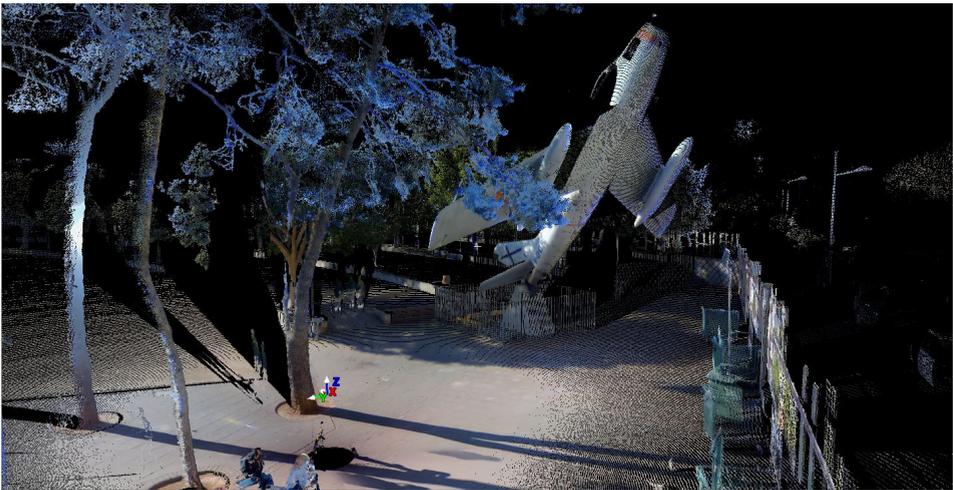
**Figura B.1:** Estacionamiento 1 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.2:** Detalle del Estacionamiento 1 visualizado en *Leica Cyclone*



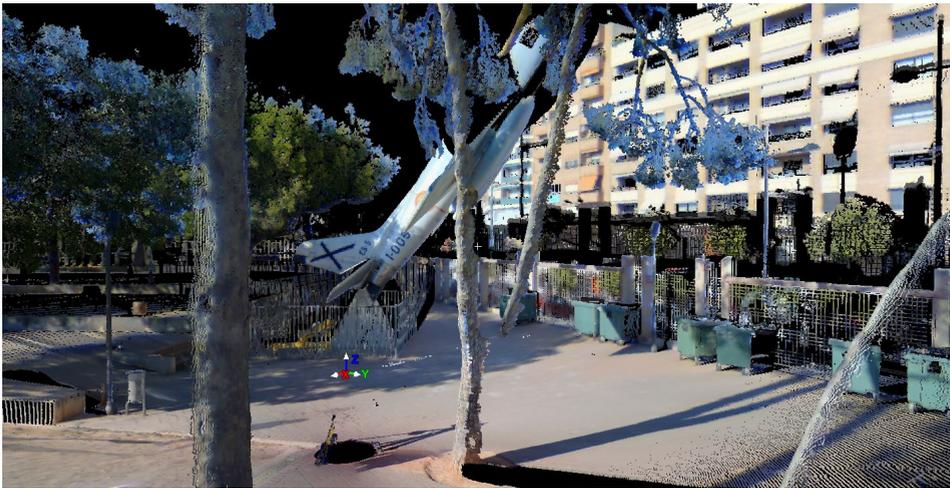
**Figura B.3:** Estacionamiento 2 visualizado en *Leica Cyclone*



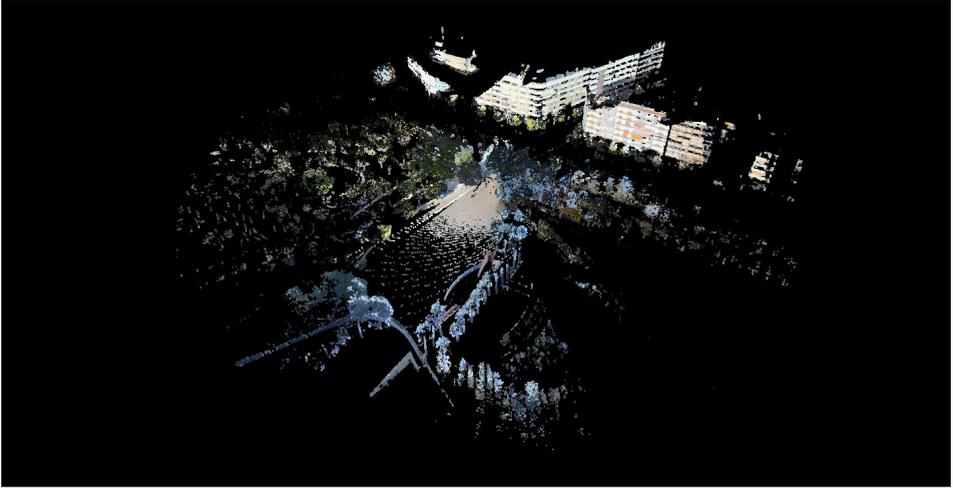
**Figura B.4:** Detalle del Estacionamiento 2 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.5:** Estacionamiento 3 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.6:** Detalle del Estacionamiento 3 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.7:** Estacionamiento 4 visualizado en *Leica Cyclone*



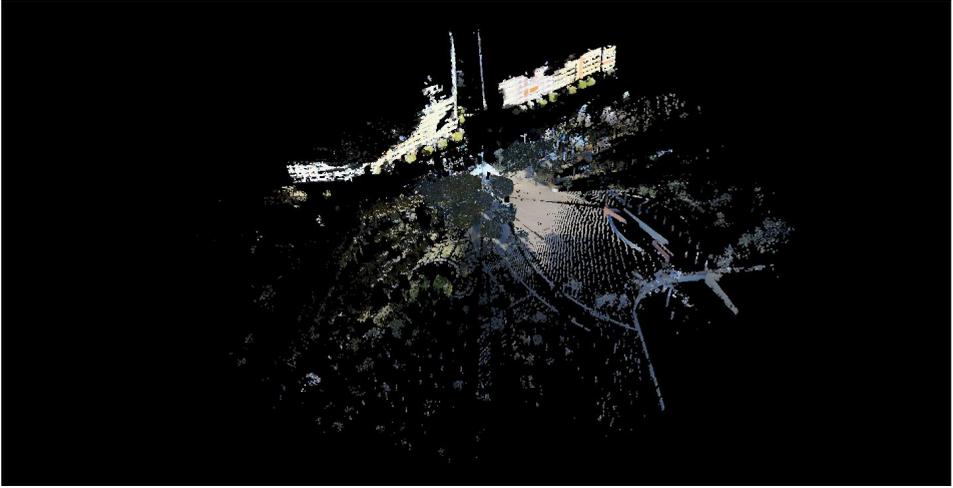
**Figura B.8:** Detalle del Estacionamiento 4 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.9:** Estacionamiento 5 visualizado en *Leica Cyclone*



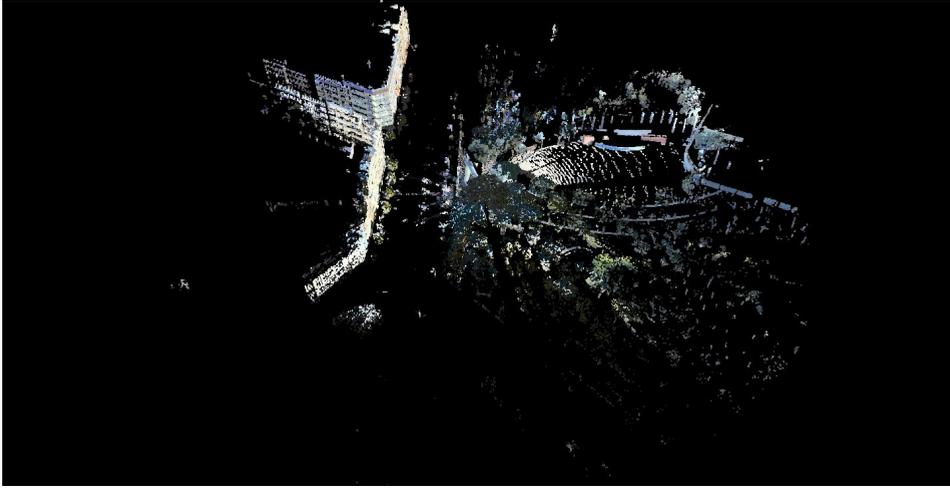
**Figura B.10:** Detalle del Estacionamiento 5 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.11:** Estacionamiento 6 visualizado en *Leica Cyclone*



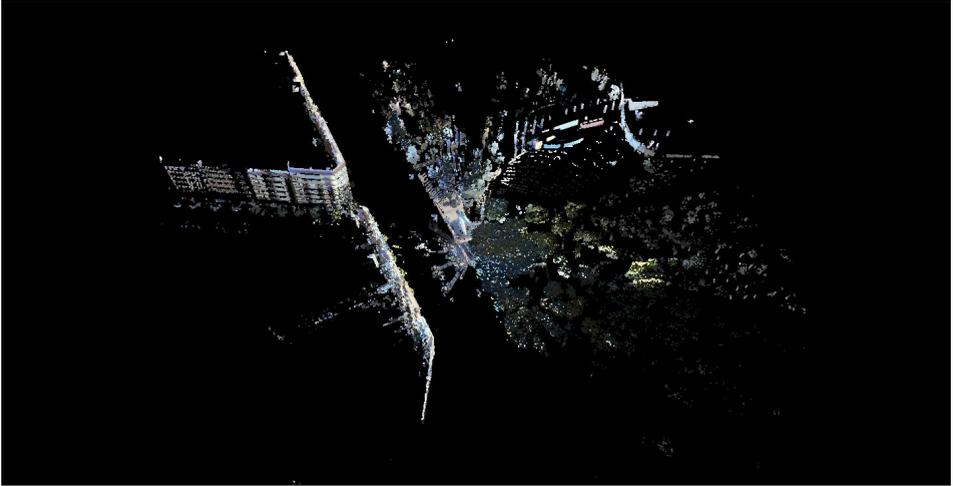
**Figura B.12:** Detalle del Estacionamiento 6 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.13:** Estacionamiento 7 visualizado en *Leica Cyclone*



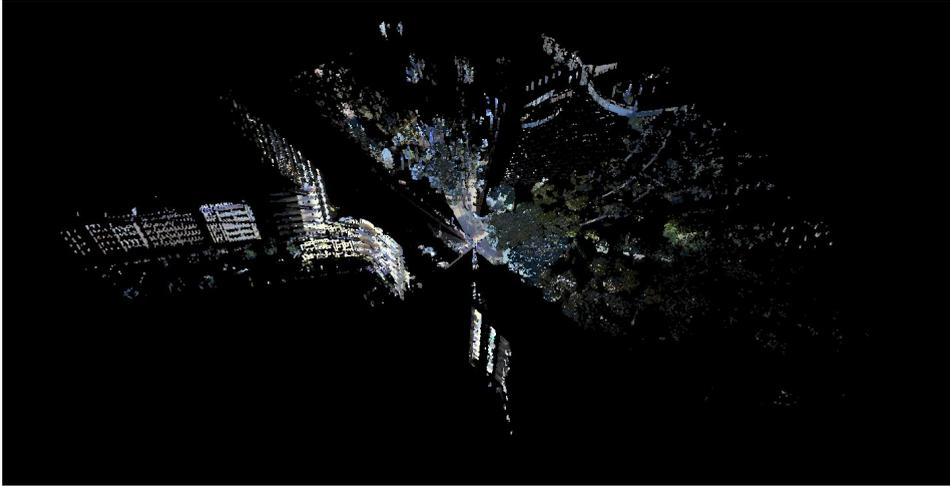
**Figura B.14:** Detalle del Estacionamiento 7 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.15:** Estacionamiento 8 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.16:** Detalle del Estacionamiento 8 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.17:** Estacionamiento 9 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.18:** Detalle del Estacionamiento 9 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.19:** Estacionamiento 10 visualizado en *Leica Cyclone*



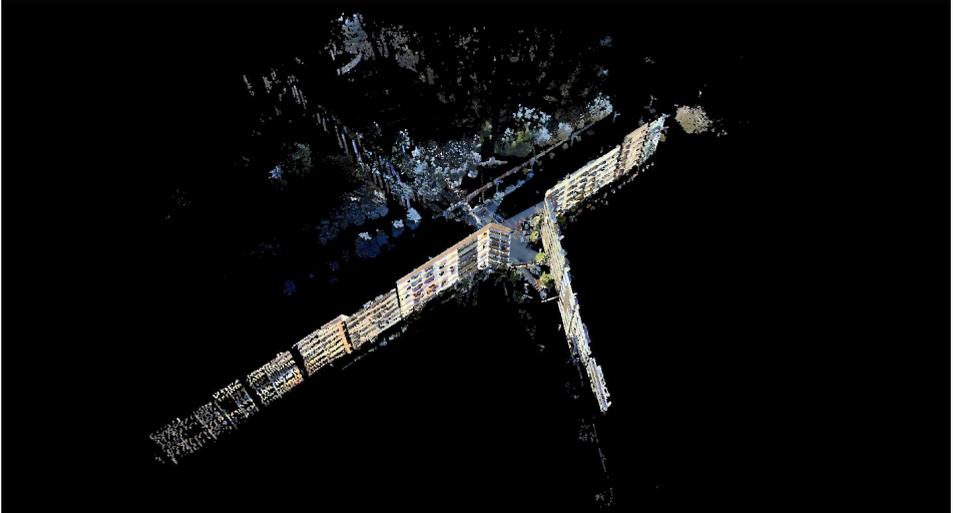
**Figura B.20:** Detalle del Estacionamiento 10 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.21:** Estacionamiento 11 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.22:** Detalle del Estacionamiento 11 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.23:** Estacionamiento 12 visualizado en *Leica Cyclone*



**Figura B.24:** Detalle del Estacionamiento 12 visualizado en *Leica Cyclone*



---

## Anexo C

# Exposición de los resultados

En este último anexo, se muestran cinco fotografías y tres tablas con las cuales se puede apreciar y comparar el desarrollo que se ha alcanzado a lo largo de este trabajo. Las imágenes reflejan el proceso seguido desde la fotografía del avión real hasta la impresión del modelo final, pasando por la nube de puntos, el diseño de la malla 3D y la impresión del modelo de prueba. Las tablas, por su parte, especifican las coordenadas que definen los perfiles aerodinámicos estudiados.



**Figura C.1:** Fotografía del F-86F Sabre en el Parque del Oeste



**Figura C.2:** Fotografía del F-86F Sabre en la nube de puntos completa



**Figura C.3:** Fotografía del F-86F Sabre en el modelado final de la malla 3D



**Figura C.4:** Fotografía del F-86F Sabre en la primera impresión de prueba



**Figura C.5:** Fotografía del F-86F Sabre en la impresión final de la aeronave completa

Modelado 3D de un avión F-86F Sabre

Coordenadas del Perfil del Ala adimensionalizado con una cuerda de 3131,65 milímetros											
N°	X	Y	N°	X	Y	N°	X	Y	N°	X	Y
1	0,99278810	0,00587100	51	0,48894888	0,04967180	101	0,00379665	-0,00887905	151	0,50611820	-0,04101861
2	0,98279073	0,00732983	52	0,47883017	0,04986974	102	0,01246063	-0,01406854	152	0,51622941	-0,04058166
3	0,97268762	0,00788147	53	0,46871065	0,05002067	103	0,02187484	-0,01775668	153	0,52633895	-0,04010779
4	0,96261351	0,00885020	54	0,45859049	0,05011867	104	0,03167839	-0,02025650	154	0,53644675	-0,03959768
5	0,95254599	0,00988596	55	0,44846993	0,05015972	105	0,04161752	-0,02216176	155	0,54655266	-0,03905195
6	0,94248100	0,01094588	56	0,43834931	0,05014207	106	0,05160143	-0,02381909	156	0,55665663	-0,03847107
7	0,93241790	0,01202360	57	0,42822895	0,05006625	107	0,06160783	-0,02533501	157	0,56675853	-0,03785535
8	0,92235675	0,01311947	58	0,41810917	0,04993462	108	0,07162985	-0,02674429	158	0,57685826	-0,03720491
9	0,91229786	0,01423584	59	0,40799020	0,04975090	109	0,08166269	-0,02807451	159	0,58695570	-0,03651972
10	0,90224161	0,01537582	60	0,39787220	0,04951945	110	0,09170331	-0,02934473	160	0,59705068	-0,03579960
11	0,89218838	0,01654204	61	0,38775528	0,04924483	111	0,10175076	-0,03055350	161	0,60714310	-0,03504423
12	0,88213831	0,01773525	62	0,37763950	0,04893135	112	0,11180609	-0,03170737	162	0,61723279	-0,03425327
13	0,87209117	0,01895284	63	0,36752484	0,04858286	113	0,12187164	-0,03276161	163	0,62731961	-0,03342639
14	0,86204611	0,02018749	64	0,35741134	0,04820259	114	0,13194807	-0,03370616	164	0,63740339	-0,03256342
15	0,85200153	0,02142616	65	0,34729898	0,04779311	115	0,14203355	-0,03454878	165	0,64748405	-0,03166459
16	0,84195533	0,02265140	66	0,33718775	0,04735635	116	0,15212547	-0,03531052	166	0,65756152	-0,03073072
17	0,83190544	0,02384604	67	0,32707768	0,04689369	117	0,16222179	-0,03601157	167	0,66763587	-0,02976354
18	0,82185071	0,02499915	68	0,31696879	0,04640602	118	0,17232125	-0,03666641	168	0,67770721	-0,02876588
19	0,81179113	0,02610930	69	0,30686111	0,04589378	119	0,18242300	-0,03728449	169	0,68777591	-0,02774165
20	0,80172757	0,02718270	70	0,29675470	0,04535704	120	0,19252660	-0,03787180	170	0,69784236	-0,02669579
21	0,79166114	0,02822896	71	0,28664964	0,04479548	121	0,20263172	-0,03843211	171	0,70790715	-0,02563392
22	0,78159295	0,02925811	72	0,27654603	0,04420843	122	0,21273819	-0,03896767	172	0,71797086	-0,02456196
23	0,77152394	0,03027922	73	0,26644399	0,04359486	123	0,22284587	-0,03947973	173	0,72803414	-0,02348569
24	0,76145489	0,03129987	74	0,25634370	0,04295340	124	0,23295471	-0,03996875	174	0,73809750	-0,02241036
25	0,75138638	0,03232591	75	0,24624533	0,04228228	125	0,24306464	-0,04043455	175	0,74816144	-0,02134047
26	0,74131883	0,03336133	76	0,23614912	0,04157934	126	0,25317564	-0,04087643	176	0,75822634	-0,02027963
27	0,73125244	0,03440795	77	0,22605536	0,04084203	127	0,26328772	-0,04129316	177	0,76829249	-0,01923062
28	0,72118713	0,03546494	78	0,21596440	0,04006746	128	0,27340084	-0,04168305	178	0,77836006	-0,01819542
29	0,71112253	0,03652866	79	0,20587662	0,03925248	129	0,28351506	-0,04204391	179	0,78842918	-0,01717542
30	0,70105798	0,03759278	80	0,19579245	0,03839409	130	0,29363035	-0,04237310	180	0,79849992	-0,01617155
31	0,69099255	0,03864859	81	0,18571226	0,03749006	131	0,30374671	-0,04266767	181	0,80857233	-0,01518458
32	0,68092514	0,03968528	82	0,17563631	0,03653992	132	0,31386410	-0,04292453	182	0,81864646	-0,01421527
33	0,67085451	0,04069027	83	0,16556461	0,03554581	133	0,32398245	-0,04314072	183	0,82872235	-0,01326455
34	0,66077947	0,04164993	84	0,15549681	0,03451289	134	0,33410160	-0,04331367	184	0,83880011	-0,01233373
35	0,65069899	0,04255059	85	0,14543225	0,03344887	135	0,34422144	-0,04344174	185	0,84887985	-0,01142467
36	0,64061242	0,04338016	86	0,13537014	0,03236180	136	0,35434174	-0,04352479	186	0,85896177	-0,01054009
37	0,63051963	0,04413029	87	0,12531012	0,03125576	137	0,36446231	-0,04356480	187	0,86904615	-0,00968408
38	0,62042107	0,04479826	88	0,11525276	0,03012571	138	0,37458295	-0,04356616	188	0,87913342	-0,00886282
39	0,61031761	0,04538737	89	0,10520022	0,02895364	139	0,38470356	-0,04353501	189	0,88922421	-0,00808592
40	0,60021029	0,04590623	90	0,09515640	0,02770917	140	0,39482404	-0,04347767	190	0,89931936	-0,00736823
41	0,59010014	0,04636709	91	0,08512667	0,02635614	141	0,40494438	-0,04339835	191	0,90941989	-0,00673094
42	0,57998807	0,04678375	92	0,07511754	0,02485856	142	0,41506453	-0,04329793	192	0,91952629	-0,00619476
43	0,56987477	0,04716932	93	0,06513665	0,02318335	143	0,42518443	-0,04317457	193	0,92963741	-0,00575641
44	0,55976070	0,04753434	94	0,05519289	0,02130055	144	0,43530396	-0,04302506	194	0,93975068	-0,00537001
45	0,54964615	0,04788550	95	0,04529677	0,01918177	145	0,44542304	-0,04284584	195	0,94986351	-0,00497265
46	0,53953121	0,04822559	96	0,03546149	0,01679690	146	0,45554147	-0,04263374	196	0,95997387	-0,00451664
47	0,52941589	0,04855422	97	0,02570662	0,01410252	147	0,46565909	-0,04238626	197	0,97007966	-0,00396912
48	0,51930012	0,04886857	98	0,01607628	0,01099446	148	0,47577573	-0,04210167	198	0,98017736	-0,00328928
49	0,50918378	0,04916389	99	0,00675054	0,00708340	149	0,48589123	-0,04177900	199	0,99025138	-0,00232784
50	0,49906675	0,04943401	100	0,00000000	0,00000000	150	0,49600544	-0,04141791	200	1,00000000	-0,00040991

Tabla C.1: Coordenadas adimensionalizadas del perfil del ala

Coordenadas del Perfil del Estabilizador Horizontal adimensionalizado con una cuerda de 1011,04 milímetros											
N°	X	Y	N°	X	Y	N°	X	Y	N°	X	Y
1	0,98998728	0,00718266	51	0,48254058	0,04906629	101	0,00669132	-0,00748064	151	0,51145281	-0,04786554
2	0,98004487	0,00938329	52	0,47235618	0,04933830	102	0,01545703	-0,01265387	152	0,52164084	-0,04785249
3	0,96999018	0,01102534	53	0,46217088	0,04957345	103	0,02479381	-0,01671882	153	0,53182885	-0,04782755
4	0,95989723	0,01240902	54	0,45198484	0,04977553	104	0,03448043	-0,01986544	154	0,54201680	-0,04778569
5	0,94977507	0,01356524	55	0,44179826	0,04994782	105	0,04437116	-0,02230266	155	0,55220462	-0,04772122
6	0,93964357	0,01463698	56	0,43161127	0,05009311	106	0,05436388	-0,02428555	156	0,56239223	-0,04762770
7	0,92950722	0,01566177	57	0,42142394	0,05021373	107	0,06440235	-0,02602407	157	0,57257943	-0,04749787
8	0,91936770	0,01665476	58	0,41123638	0,05031161	108	0,07445986	-0,02764964	158	0,58276597	-0,04732359
9	0,90922581	0,01762348	59	0,40104863	0,05038828	109	0,08452424	-0,02923224	159	0,59295144	-0,04709592
10	0,89908202	0,01857191	60	0,39086077	0,05044497	110	0,09459004	-0,03080566	160	0,60313532	-0,04680529
11	0,88893653	0,01950205	61	0,38067281	0,05048260	111	0,10465601	-0,03237796	161	0,61331686	-0,04644200
12	0,87878944	0,02041447	62	0,37048477	0,05050179	112	0,11472524	-0,03392928	162	0,62349514	-0,04599712
13	0,86864072	0,02130875	63	0,36029673	0,05050292	113	0,12480581	-0,03540475	163	0,63366917	-0,04546386
14	0,85849042	0,02218474	64	0,35010871	0,05048609	114	0,13490728	-0,03672895	164	0,64383799	-0,04483887
15	0,84833895	0,02304723	65	0,33992074	0,05045110	115	0,14503304	-0,03785205	165	0,65400083	-0,04412337
16	0,83818797	0,02391526	66	0,32973283	0,05039748	116	0,15517823	-0,03878413	166	0,66415742	-0,04332374
17	0,82803945	0,02481166	67	0,31954507	0,05032440	117	0,16533511	-0,03957974	167	0,67430800	-0,04245112
18	0,81789319	0,02573327	68	0,30935747	0,05023067	118	0,17549762	-0,04030039	168	0,68445336	-0,04151982
19	0,80774779	0,02666438	69	0,29917008	0,05011464	119	0,18566190	-0,04099565	169	0,69459463	-0,04054498
20	0,79760226	0,02759394	70	0,28898303	0,04997414	120	0,19582561	-0,04169906	170	0,70473301	-0,03954011
21	0,78745600	0,02851575	71	0,27879638	0,04980639	121	0,20598759	-0,04242744	171	0,71486937	-0,03851527
22	0,77730874	0,02942616	72	0,26861028	0,04960788	122	0,21614774	-0,04318050	172	0,72500425	-0,03747598
23	0,76716024	0,03032285	73	0,25842492	0,04937436	123	0,22630714	-0,04394393	173	0,73513774	-0,03642315
24	0,75701038	0,03120418	74	0,24824057	0,04910084	124	0,23646743	-0,04469537	174	0,74526953	-0,03535405
25	0,74685912	0,03206894	75	0,23805754	0,04878172	125	0,24663038	-0,04540977	175	0,75539903	-0,03426350
26	0,73670637	0,03291620	76	0,22787627	0,04841095	126	0,25679737	-0,04606397	176	0,76552544	-0,03313466
27	0,72655213	0,03374529	77	0,21769727	0,04798243	127	0,26696908	-0,04666394	177	0,77564778	-0,03198956
28	0,71639639	0,03455591	78	0,20752113	0,04749056	128	0,27714545	-0,04712666	178	0,78576486	-0,03078937
29	0,70623920	0,03534811	79	0,19734849	0,04693097	129	0,28732583	-0,04752065	179	0,79587534	-0,02953465
30	0,69608063	0,03612233	80	0,18717994	0,04630143	130	0,29750928	-0,04782526	180	0,80597760	-0,02821562
31	0,68592075	0,03687933	81	0,17701591	0,04560271	131	0,30769485	-0,04804847	181	0,81606993	-0,02682263
32	0,67575969	0,03762015	82	0,16685653	0,04483933	132	0,31788173	-0,04820076	182	0,82615052	-0,02534715
33	0,66559755	0,03834615	83	0,15670151	0,04401997	133	0,32806933	-0,04829350	183	0,83621784	-0,02378365
34	0,65543449	0,03905903	84	0,14655005	0,04315749	134	0,33825726	-0,04833799	184	0,84627124	-0,02213305
35	0,64527065	0,03976080	85	0,13640096	0,04226753	135	0,34844529	-0,04834486	185	0,85631183	-0,02040613
36	0,63510621	0,04045377	86	0,12625289	0,04136594	136	0,35863331	-0,04832378	186	0,86634312	-0,01862585
37	0,62494135	0,04114051	87	0,11610473	0,04046540	137	0,36882126	-0,04828324	187	0,87637127	-0,01682804
38	0,61477624	0,04182361	88	0,10595603	0,03957102	138	0,37900916	-0,04823058	188	0,88640444	-0,01505846
39	0,60461104	0,04250537	89	0,09580761	0,03867348	139	0,38919702	-0,04817198	189	0,89645049	-0,01336362
40	0,59444583	0,04318709	90	0,08566262	0,03773821	140	0,39938489	-0,04811247	190	0,90651376	-0,01177454
41	0,58428058	0,04386805	91	0,07552878	0,03668979	141	0,40957277	-0,04805602	191	0,91659292	-0,01028927
42	0,57411501	0,04454425	92	0,06542234	0,03540607	142	0,41976068	-0,04800557	192	0,92668178	-0,00887125
43	0,56394861	0,04522077	93	0,05537160	0,03374424	143	0,42994863	-0,04796307	193	0,93677246	-0,00746615
44	0,55378073	0,04589829	94	0,04541580	0,03158714	144	0,44013661	-0,04792949	194	0,94685723	-0,00601941
45	0,54361073	0,04654525	95	0,03559484	0,02888199	145	0,45032462	-0,04790488	195	0,95692914	-0,00448576
46	0,53343822	0,04701623	96	0,02593395	0,02565087	146	0,46051264	-0,04788855	196	0,96698175	-0,00283069
47	0,52326306	0,04752811	97	0,01645103	0,02192993	147	0,47070066	-0,04787916	197	0,97700675	-0,00101621
48	0,51308541	0,04798746	98	0,00733977	0,01739493	148	0,48088871	-0,04787480	198	0,98696831	0,00111389
49	0,50290552	0,04839493	99	0,00067167	0,00989666	149	0,49107675	-0,04787308	199	0,99690982	0,00327916
50	0,49272380	0,04875326	100	0,00000000	0,00000000	150	0,50126478	-0,04787112	200	1,00000000	0,00530203

Tabla C.2: Coordenadas adimensionalizadas del perfil del estabilizador horizontal

Coordenadas del Perfil del Estabilizador Vertical adimensionalizado con una cuerda de 1743,81 milímetros											
N°	X	Y	N°	X	Y	N°	X	Y	N°	X	Y
1	0,98999527	0,00769484	51	0,48428155	0,05218429	101	0,00874885	-0,00509436	151	0,51356102	-0,03700752
2	0,98007113	0,00987446	52	0,47412847	0,05258092	102	0,01837311	-0,00833536	152	0,52370710	-0,03646095
3	0,97004511	0,01137883	53	0,46397297	0,05290892	103	0,02821401	-0,01086117	153	0,53384731	-0,03581448
4	0,95988911	0,01162710	54	0,45381476	0,05313739	104	0,03809043	-0,01324775	154	0,54398276	-0,03509696
5	0,94976919	0,01251479	55	0,44365465	0,05325293	105	0,04793622	-0,01575832	155	0,55411619	-0,03435119
6	0,93968731	0,01377852	56	0,43349385	0,05326202	106	0,05780343	-0,01818285	156	0,56425086	-0,03362270
7	0,92960795	0,01506269	57	0,42333332	0,05318667	107	0,06772166	-0,02038855	157	0,57438956	-0,03295300
8	0,91952261	0,01629888	58	0,41317330	0,05305819	108	0,07769673	-0,02232099	158	0,58453389	-0,03237457
9	0,90943071	0,01748027	59	0,40301350	0,05291326	109	0,08770959	-0,02404831	159	0,59468384	-0,03190537
10	0,89933363	0,01861669	60	0,39285342	0,05279055	110	0,09772794	-0,02574394	160	0,60483809	-0,03154121
11	0,88923321	0,01972302	61	0,38269282	0,05272489	111	0,10775477	-0,02738789	161	0,61499470	-0,03124853
12	0,87913137	0,02081650	62	0,37253202	0,05273522	112	0,11781874	-0,02878500	162	0,62515156	-0,03096463
13	0,86903027	0,02191644	63	0,36237146	0,05280741	113	0,12791576	-0,02992002	163	0,63530577	-0,03059978
14	0,85893211	0,02304312	64	0,35221099	0,05289253	114	0,13803081	-0,03088292	164	0,64545106	-0,03004285
15	0,84883871	0,02421181	65	0,34205025	0,05292982	115	0,14815309	-0,03176715	165	0,65557586	-0,02919292
16	0,83874972	0,02541782	66	0,33188963	0,05287275	116	0,15827430	-0,03266339	166	0,66567466	-0,02807318
17	0,82866078	0,02662435	67	0,32173034	0,05269922	117	0,16838449	-0,03367560	167	0,67577490	-0,02696728
18	0,81856541	0,02777556	68	0,31157376	0,05240722	118	0,17850450	-0,03457165	168	0,68590945	-0,02625043
19	0,80846025	0,02883754	69	0,30142086	0,05200690	119	0,18865583	-0,03500824	169	0,69606281	-0,02586262
20	0,79834687	0,02981806	70	0,29127198	0,05151474	120	0,19877840	-0,03588591	170	0,70620414	-0,02525335
21	0,78822841	0,03074500	71	0,28112691	0,05094936	121	0,20889521	-0,03678063	171	0,71627048	-0,02389551
22	0,77810748	0,03164452	72	0,27098499	0,05032985	122	0,21904989	-0,03712116	172	0,72619598	-0,02172924
23	0,76798575	0,03253510	73	0,26084506	0,04967845	123	0,22920697	-0,03739257	173	0,73611612	-0,01954316
24	0,75786425	0,03342830	74	0,25070488	0,04903088	124	0,23936041	-0,03777997	174	0,74621952	-0,01849939
25	0,74774359	0,03433083	75	0,24055925	0,04847815	125	0,24951538	-0,03812421	175	0,75634179	-0,01761584
26	0,73762406	0,03524611	76	0,23040508	0,04811238	126	0,25967116	-0,03844531	176	0,76647614	-0,01689006
27	0,72750581	0,03617529	77	0,22026011	0,04754802	127	0,26982663	-0,03877515	177	0,77662984	-0,01651888
28	0,71738880	0,03711783	78	0,21012282	0,04685713	128	0,27998121	-0,03913141	178	0,78678662	-0,01623833
29	0,70727284	0,03807177	79	0,19998807	0,04612952	129	0,29013460	-0,03952052	179	0,79692460	-0,01556725
30	0,69715767	0,03903411	80	0,18985389	0,04539409	130	0,30028695	-0,03993506	180	0,80704840	-0,01470100
31	0,68704296	0,04000099	81	0,17971979	0,04465748	131	0,31043923	-0,04035177	181	0,81715576	-0,01366174
32	0,67692822	0,04096769	82	0,16958657	0,04390903	132	0,32059300	-0,04073011	182	0,82726204	-0,01261119
33	0,66681288	0,04192815	83	0,15945625	0,04312238	133	0,33074970	-0,04101812	183	0,83738160	-0,01169680
34	0,65669618	0,04287415	84	0,14933218	0,04225915	134	0,34090920	-0,04117731	184	0,84750920	-0,01087587
35	0,64657703	0,04379351	85	0,13921878	0,04127940	135	0,35106992	-0,04121430	185	0,85762934	-0,00996917
36	0,63645376	0,04466614	86	0,12911967	0,04016173	136	0,36123065	-0,04117340	186	0,86773291	-0,00889250
37	0,62632370	0,04545564	87	0,11903448	0,03892470	137	0,37139123	-0,04110112	187	0,87783198	-0,00777539
38	0,61618480	0,04612216	88	0,10895760	0,03762125	138	0,38155178	-0,04102505	188	0,88797222	-0,00713510
39	0,60605781	0,04694154	89	0,09888439	0,03628972	139	0,39171233	-0,04095269	189	0,89811400	-0,00651349
40	0,59595023	0,04798028	90	0,08883213	0,03481093	140	0,40187291	-0,04087805	190	0,90825018	-0,00580674
41	0,58582663	0,04884620	91	0,07885234	0,033290727	141	0,41203334	-0,04078839	191	0,91837677	-0,00497422
42	0,57568454	0,04945914	92	0,06896763	0,03055702	142	0,42219343	-0,04066639	192	0,92849324	-0,00402661
43	0,56553187	0,04986314	93	0,05914863	0,02794416	143	0,43235270	-0,04048941	193	0,93857668	-0,00278332
44	0,55537455	0,05012829	94	0,04936160	0,02521359	144	0,44251011	-0,04022752	194	0,94862882	-0,00130877
45	0,54521557	0,05032210	95	0,03960244	0,02238537	145	0,45266367	-0,03984524	195	0,95876038	-0,00056104
46	0,53505636	0,05050359	96	0,02993615	0,01925630	146	0,46281128	-0,03932825	196	0,96891543	-0,00022542
47	0,52489785	0,05072015	97	0,02029949	0,01603602	147	0,47295553	-0,03874795	197	0,97907446	-0,00003486
48	0,51474095	0,05100199	98	0,01066074	0,01282685	148	0,48310371	-0,03824261	198	0,98922308	0,00040354
49	0,50458627	0,05135503	99	0,00167691	0,00812467	149	0,49325656	-0,03784007	199	0,99923539	0,00208225
50	0,49443358	0,05176101	100	0,00000000	0,00000000	150	0,50341007	-0,03745453	200	1,00000000	0,00597136

Tabla C.3: Coordenadas adimensionalizadas del perfil del estabilizador vertical

---

## Bibliografía

- [1] *North American F-86 Sabre*. Wikipedia. 3 de jul. de 2019. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/North\\_American\\_F-86\\_Sabre](https://en.wikipedia.org/wiki/North_American_F-86_Sabre) (visitado 11-07-2019) (vid. pág. 5).
- [2] *North American F-86F-40-NA*. Joe Baugher. 5 de nov. de 1999. URL: [http://www.joebaugher.com/usaf\\_fighters/p86\\_13.html](http://www.joebaugher.com/usaf_fighters/p86_13.html) (visitado 11-07-2019) (vid. págs. 7, 46).
- [3] *1982 – Monumento al avión North American F-86F “Sabre” en la base aérea de Manises (Valencia)*. Aviación por Leandro. 12 de abr. de 2013. URL: <https://leandroaviacion.blogspot.com/2013/04/1982-monumento-al-avion-f86f-sabre-en.html> (visitado 11-07-2019) (vid. pág. 7).
- [4] *Avión Sabre Parque del Oeste, Valencia*. Antonio Marín Segovia - Flickr. 4 de jul. de 2016. URL: <https://www.flickr.com/photos/antoniomarinsegovia/27494456613> (visitado 11-07-2019) (vid. pág. 8).
- [5] *Aeronaves conservadas en Valencia*. José Miguel Sales Lluch - Pasión por Volar. 10 de jun. de 2010. URL: <http://www.pasionporvolar.com/aeronaves-conservadas-en-valencia> (visitado 11-07-2019) (vid. pág. 8).
- [6] *F-86F Sabre en la Base Aérea de Manises (1955-1970)*. Revista Fuerzas de Combate - Facebook. 22 de ago. de 2014. URL: <https://www.facebook.com/revistafuerzasdecombate/posts/1534784620084834/> (visitado 11-07-2019) (vid. pág. 9).
- [7] Enrique Priego de los Santos, Juan De las Heras Bellido e Ignacio Viudes Martínez. “Control Dimensional y Levantamiento Topográfico Tridimensional de Estructuras Navales y Aeronáuticas con Sistemas Láser Escáner 3D”. En: *X Congreso TopCart 2012 - 1 Congreso iberoamericano de Geomática y C.C. de la Tierra. COITTop 2012* (2012) (vid. págs. 11-14).
- [8] Enrique Priego. *Topografía, instrumentación y observaciones topográficas*. Editorial Universitat Politècnica de Valencia, 2015 (vid. pág. 11).
- [9] Gregg Jackson y Gregory Lepere. “White Paper Inside Trimble TX6 and TX8 - Deep Dive into Lightning Technology”. En: *Trimble Inc.* (2016) (vid. pág. 15).

## BIBLIOGRAFÍA

---

- [10] Trimble Inc. "Hoja de Datos Trimble TX6 - Escáner láser". En: *Trimble Inc.* (2016) (vid. pág. 15).
- [11] Trimble Inc. "TX6-TX8 Guía de iniciación". En: *Trimble Inc.* (2016) (vid. pág. 17).
- [12] *3DMeshing and Texture: workflow to create a perfect 3D mesh in 3DReshaper.* 3DReshaper, the 3D Scanner Software - YouTube. 25 de ene. de 2016. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=yu7T9eT1-h8> (visitado 11-07-2019) (vid. pág. 60).
- [13] *The Original Prusa I3 MK3S 3D Printer.* Prusa Research by Josef Prusa. 1 de ene. de 2019. URL: <https://www.prusa3d.com/original-prusa-i3-mk3/> (visitado 11-07-2019) (vid. págs. 79, 125).
- [14] *PLA Antracite.* smart materials 3D. 1 de ene. de 2019. URL: <https://www.smartmaterials3d.com/es/tienda-smart/66-pla-antracite.html> (visitado 11-07-2019) (vid. págs. 79, 125).
- [15] Manuel Navas Vienne. "Traducción al Español del Documento Guidelines for XFLR5 v6.03 1/72". En: *www.xflr5.com* (2011) (vid. pág. 97).
- [16] José Carlos García Hiniesta y Sergio Esteban Roncero. "Manual de Iniciación a XFLR5". En: *Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla* (2013) (vid. págs. 98, 101).
- [17] *Mach-Reynolds and anlysis t.* SOURCEFORGE. 8 de jul. de 2014. URL: <https://sourceforge.net/p/xflr5/discussion/679396/thread/ece0a016/> (visitado 11-07-2019) (vid. pág. 102).
- [18] *XFLR5 tutorial.* Danimal FPV - YouTube. 30 de ago. de 2011. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=IFCL8IJ1YnI> (visitado 11-07-2019) (vid. pág. 121).