



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño



**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DE DISEÑO**

# Trabajo fin de grado

**INGENIERÍA AEROESPACIAL**

**INGENIERÍA INVERSA:**

ESTUDIO DE MEJORA AERODINÁMICA DE LA PALA DEL ROTOR DEL  
HELICÓPTERO BO 105.

Autor

**Pablo Moreno Ferrer**

Tutor

**D. José Enrique Priego De Los Santos**

*Valencia - Septiembre 2016*



*"Hay una fuerza motriz más poderosa que el vapor, la electricidad y la energía atómica: la voluntad".*

A. Einstein

# INTRODUCCIÓN

El propósito de este trabajo fin de grado es la obtención del título académico de Grado en Ingeniería Aeroespacial de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño (ETSID), en la Universidad Politécnica de Valencia.

El principal objetivo de este proyecto es la descripción y aplicación de la tecnología láser escáner aplicada a la industria aeroespacial. La modelización 3D, es una técnica en pleno desarrollo que puede aplicarse en la medición de aparatos, elementos u objetos aeroespaciales. En el presente documento se aborda la aplicación de los sistemas láser escáner a la ingeniería inversa de la industria aeronáutica. Para ello, y mediante un proceso de análisis y cálculo, se ha modelizado la pala del rotor del helicóptero BO 105 del hangar Pedro Duque.

En una primera fase, se ha realizado una comparación con dos equipos de medida distintos, pudiendo así verificar la evolución que ha experimentado esta instrumentación a lo largo del tiempo y cómo las nuevas tecnologías han conseguido adaptarse a este tipo de aplicaciones relacionadas con estudios aeronáuticos.

Una vez realizado el levantamiento topográfico tridimensional de esta pieza, se ha abordado un análisis aerodinámico comparando en el túnel de viento, el modelo 3D medido con los modelos teóricos a escala de la pala del rotor del helicóptero.

Para ello, se han llevado a cabo principalmente dos estudios:

- ✚ En primer lugar, un análisis en Ansys Fluent 16 del comportamiento de la pala en los principales regímenes de vuelo característicos del helicóptero BO 105: régimen de vuelo subsónico, flujo incompresible.
- ✚ En segundo lugar, un análisis en el túnel de viento del comportamiento de la pala con las mismas particularidades, a fin de comparar los resultados obtenidos en ambos métodos.

Finalmente, se han descrito las principales ventajas e inconvenientes de cada método, finalizando en una comparación visual mediante gráficas que determinan las propiedades de la pala y la precisión de los estudios realizados.

# AGRADECIMIENTOS

Quiero aprovechar estas líneas para mostrar mi más profundo agradecimiento al personal del Departamento de Ingeniería Cartográfica, Geodesia y Fotogrametría de la ETSITGC, en especial a mi Director del Proyecto, D. José Enrique Priego De Los Santos por haberme dado la oportunidad de trabajar con el Equipo Láser Escáner de la escuela y por su dedicación, sus consejos y su inestimable ayuda sin la cual no hubiera sido posibles la realización del presente Proyecto. También quiero agradecer la participación de Xandra Marcelle Margot, por su ayuda y colaboración en este proyecto.

Por otro lado, me gustaría agradecer enormemente a la compañía y trabajadores de Leica, por su incesante labor y ayuda, que con su aportación de instrumentos de medición más avanzados ha sido posible llevar a cabo este trabajo. También quiero agradecer a mis compañeros, con los que he compartido este proyecto por su continuo apoyo y esfuerzo mostrados.

A mis padres y hermana quiero dedicarles también estas líneas de agradecimiento, ya que sin su apoyo no habría sido posible llegar donde estoy. Siempre serán parte fundamental en mi vida, por su apoyo en los buenos y malos momentos.

# Índice General

<b>1. ÍNDICE DE FIGURAS, TABLAS, GRÁFICOS Y ECUACIONES .....</b>	<b>9</b>
<b>2. SISTEMA LÁSER ESCÁNER .....</b>	<b>15</b>
2.1. INTRODUCCIÓN .....	15
2.2. ¿CÓMO FUNCIONA EL SISTEMA LÁSER ESCÁNER? .....	15
2.3. TIPOS DE MEDICIONES .....	16
2.3.1. <i>Medición basada en triangulación</i> .....	16
2.3.2. <i>Medición basada en interferometría</i> .....	16
2.3.3. <i>Medición basada en tiempos</i> .....	17
2.4. APLICACIONES DEL ESCANEADO LÁSER .....	19
<b>3. HELICÓPTERO BO 105 .....</b>	<b>20</b>
3.1. INTRODUCCIÓN .....	20
3.2. HISTORIA Y DESARROLLO .....	20
3.3. VERSIONES MILITARES .....	21
3.3.1. <i>BO 105M (VBH)</i> .....	21
3.3.2. <i>BO 105M (PAH-1)</i> .....	21
3.3.3. <i>BO 105M (GSH)</i> .....	21
3.4. DESCRIPCIÓN .....	22
3.5. NOVEDADES .....	23
3.6. ESPECIFICACIONES .....	24
3.6.1. <i>Características generales</i> .....	24
3.6.2. <i>Rendimiento y actuaciones</i> .....	24
3.6.3. <i>Armamento</i> .....	25
<b>4. PERFILES AERODINÁMICOS.....</b>	<b>26</b>
4.1. DESCRIPCIÓN DE UN PERFIL AERODINÁMICO.....	26
4.1.1. <i>Definiciones</i> .....	26
4.2. CLASIFICACIÓN DE PERFILES AERODINÁMICOS.....	27
4.2.1. <i>La serie de perfiles NACA</i> .....	27
4.3. PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO DE PERFILES AERODINÁMICOS .....	28
4.4. PERFIL ALAR HELICÓPTERO BO 105. PERFIL ALAR NACA 23012.....	31
<b>5. EQUIPO LÁSER ESCÁNER.....</b>	<b>32</b>
5.1. EQUIPO .....	32
5.1.1. <i>ScanStation 2</i> .....	32
5.1.1.1. <i>Especificaciones y prestaciones</i> .....	33

5.1.2. <i>ScanStation P40</i> .....	34
5.1.2.1. <i>Especificaciones y prestaciones</i> .....	35
5.1.3. <i>Ordenador de estudio en campo</i> .....	35
5.1.4. <i>Ordenador de procesado</i> .....	36
5.1.5. <i>Ordenador personal</i> .....	36
<b>6. METODOLOGÍA</b> .....	<b>37</b>
<b>6.1. VISIÓN GENERAL</b> .....	<b>37</b>
<b>6.2. PLANIFICACIÓN</b> .....	<b>37</b>
6.2.1. <i>Determinar los objetivos del trabajo</i> .....	37
6.2.1.1. <i>Objetivos con el Helicóptero B0 1</i> .....	38
6.2.2. <i>Análisis del área a levantar</i> .....	40
6.2.3. <i>Determinación de las posiciones óptimas del escáner láser</i> .....	40
6.2.3.1. <i>Posiciones óptimas del escáner para el Helicóptero B0 105</i> .....	41
6.2.4. <i>Determinación de las posiciones óptimas de los puntos de referencia</i> .....	43
6.2.4.1. <i>Posiciones óptimas de las dianas en el Helicóptero B0 105</i> .....	45
6.2.5. <i>Gestión de datos</i> .....	47
<b>6.3. TRABAJO DE CAMPO</b> .....	<b>47</b>
6.3.1. <i>Preparación del levantamiento</i> .....	47
6.3.2. <i>Estacionamiento del escáner</i> .....	47
6.3.3. <i>Conexión del escáner</i> .....	48
6.3.4. <i>Ajustes del escáner</i> .....	49
6.3.4.1. <i>Definición del área a escanear</i> .....	49
6.3.4.2. <i>Resolución</i> .....	51
6.3.4.3. <i>Filtrado Inicial</i> .....	52
<b>6.4. TOMA DE DATOS</b> .....	<b>52</b>
6.4.1. <i>Escaneado de un objeto cualquiera</i> .....	52
6.4.2. <i>Escaneado de dianas o puntos de referencia</i> .....	53
6.4.3. <i>Comprobación de las capturas de las capturas de datos</i> .....	55
<b>6.5. PREPARACIÓN DE DATOS</b> .....	<b>55</b>
<b>6.6. REGISTRO Y GEORREFERENCIACIÓN</b> .....	<b>56</b>
6.6.1. <i>Registro Indirecto</i> .....	59
6.6.1.1. <i>Registro diana a diana</i> .....	59
6.6.1.2. <i>Registro nube a nube</i> .....	59
6.6.1.3. <i>Registro superficie a superficie</i> .....	60
6.6.2. <i>Registro Directo</i> .....	60
6.6.2.1. <i>Registro del Helicóptero B0 105 con ScanStation 2</i> .....	60
6.6.2.2. <i>Registro del Helicóptero B0 105 con ScanStation P40</i> .....	61
<b>7. POSTPROCESADO</b> .....	<b>62</b>
<b>7.1. POSTPROCESADO CON CYCLONE</b> .....	<b>62</b>
7.1.1. <i>Seguimiento</i> .....	62
<b>7.2. POSTPROCESADO CON 3DRESHAPER</b> .....	<b>68</b>
7.2.1. <i>Trabajo previo al mallado</i> .....	68

7.2.2. <i>Mallado</i> .....	68
7.2.3. <i>Puentes y llenado de orificios</i> .....	69
7.2.4. <i>Suavizado</i> .....	71
7.2.5. <i>Presentación final</i> .....	72
7.3. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ENTRE LÁSERES ESCÁNER.....	73
<b>8. ANÁLISIS DE LA PALA DEL HELICÓPTERO BO 105 CON EL SOFTWARE DE CFD: ANSYS FLUENT</b> .....	<b>75</b>
8.1. ANSYS FLUENT .....	75
8.2. DISEÑO DE LA PALA DEL ROTOR DEL HELICÓPTERO BO 105 .....	75
8.3. GEOMETRÍA.....	76
8.4. MALLADO .....	78
8.5. SET UP.....	80
8.6. SOLUCIONES .....	85
8.7. RESULTADOS .....	87
<b>9. ANÁLISIS DE LA PALA DEL HELICÓPTERO BO 105 CON EL TÚNEL DE VIENTO</b> .....	<b>94</b>
9.1. ¿CÓMO FUNCIONA UN TÚNEL DE VIENTO? .....	94
9.2. RESULTADOS .....	95
<b>10. RESULTADOS Y COMPARATIVA DE LOS DOS ANÁLISIS</b> .....	<b>97</b>
10.1.ANSYS FLUENT 16 .....	97
10.2.TÚNEL DE VIENTO .....	104
10.3.COMPARACIÓN PARA 40 m/s.....	108
<b>11. PRESUPUESTO</b> .....	<b>111</b>
11.1.INTRODUCCIÓN .....	111
11.2.CONSIDERACIONES PRESUPUESTARIAS.....	111
11.3.PRESUPUESTOS PARCIALES .....	112
11.3.1. <i>Mano de obra</i> .....	112
11.3.2. <i>Equipos</i> .....	112
11.3.3. <i>Adquisición de Licencias</i> .....	113
11.3.4. <i>Materiales fungibles</i> .....	114
11.4.PRESUPUESTO GLOBAL .....	114
<b>12. CONCLUSIONES</b> .....	<b>116</b>
<b>13. BIBLIOGRAFÍA</b> .....	<b>118</b>

## 1. ÍNDICE DE FIGURAS, TABLAS, GRÁFICOS Y ECUACIONES

# Figuras

<i>Figura 2.1: Principio de un láser escáner basado en el tiempo de vuelo.....</i>	<i>17</i>
<i>Figura 2.2: Principio de medición basado en la fase.....</i>	<i>18</i>
<i>Figura 2.3: Láser Escáner: Izq ScanSation 2, Drch ScanStation P40.....</i>	<i>18</i>
<i>Figura 3.1: Helicóptero BO 105 del hangar (ETSID).....</i>	<i>20</i>
<i>Figura 3.2: Helicóptero BO 105.....</i>	<i>21</i>
<i>Figura 3.3: 1). BO 105M VBH. 2). BO 105M PAH-1. 3). BO 105M GSH. ....</i>	<i>21</i>
<i>Figura 3.4: Rotor helicóptero BO 105.....</i>	<i>22</i>
<i>Figura 3.5: Recubrimiento de la zona interna.....</i>	<i>23</i>
<i>Figura 3.6: Acrobacia del helicóptero BO 105.....</i>	<i>23</i>
<i>Figura 3.7: Prueba de misiles del helicóptero BO 105.....</i>	<i>25</i>
<i>Figura 4.1: Terminología de un perfil alar.....</i>	<i>26</i>
<i>Figura 4.2: Definición de ángulo de ataque.....</i>	<i>27</i>
<i>Figura 4.3: Construcción geométrica de un perfil NACA.....</i>	<i>28</i>
<i>Figura 4.4: Perfil asimétrico con sustentación nula.....</i>	<i>28</i>
<i>Figura 4.5: Perfil asimétrico con sustentación positiva.....</i>	<i>29</i>
<i>Figura 4.6: Perfil simétrico con sustentación nula.....</i>	<i>29</i>
<i>Figura 4.7: Presión y esfuerzos cortantes sobre una superficie aerodinámica.....</i>	<i>30</i>
<i>Figura 4.8: Fuerzas que actúan sobre un plano aerodinámico.....</i>	<i>30</i>
<i>Figura 4.9: Perfil Aerodinámico NACA 23012. Familia NACA de 5 dígitos.....</i>	<i>31</i>
<i>Figura 5.1: ScanStation 2.....</i>	<i>32</i>
<i>Figura 5.2: ScanStation P40.....</i>	<i>32</i>
<i>Figura 5.3: Primer plano Scan Station 2.....</i>	<i>33</i>
<i>Figura 5.4: panel táctil equipo Leica P40.....</i>	<i>35</i>

<i>Figura 6.1: Método general de trabajo con escáner láser terrestre .....</i>	<i>37</i>
<i>Figura 6.2: Helicóptero Hangar Universidad Politécnica de Valencia.....</i>	<i>38</i>
<i>Figura 6.3: Estudio del Helicóptero B0 105.....</i>	<i>39</i>
<i>Figura 6.4: Estudio de las palas del Helicóptero B0 105.....</i>	<i>39</i>
<i>Figura 6.5: Posicionamiento escáner láser en planta .....</i>	<i>41</i>
<i>Figura 6.6: posicionamiento escáner láser en perfil .....</i>	<i>42</i>
<i>Figura 6.7: Estacionamiento del láser escáner ScanStation 2.....</i>	<i>42</i>
<i>Figura 6.8: Posicionamientos escáner P40.....</i>	<i>43</i>
<i>Figura 6.9: Posicionamiento de los puntos de referencia .....</i>	<i>44</i>
<i>Figura 6.10: Tipos de dianas artificiales utilizadas.....</i>	<i>44</i>
<i>Figura 6.11: Distribución de dianas con ScanStation 2.....</i>	<i>45</i>
<i>Figura 6.12: Disposición de las dianas con ScanStation P40.....</i>	<i>46</i>
<i>Figura 6.13: Estacionamiento de un escáner láser .....</i>	<i>48</i>
<i>Figura 6.14: Simulación con el software Cyclone Scan.....</i>	<i>49</i>
<i>Figura 6.15: Campo de visión del láser escáner ScanStation 2 y P40.....</i>	<i>50</i>
<i>Figura 6.16: Definición del área a escanear.....</i>	<i>50</i>
<i>Figura 6.17: Densidades de puntos apropiadas (resoluciones) para elementos de distinto tamaño.....</i>	<i>51</i>
<i>Figura 6.18: Filtrado inicial de la zona relevante .....</i>	<i>52</i>
<i>Figura 6.19: Filtrado completo.....</i>	<i>52</i>
<i>Figura 6.20: Escaneado de ScanStation 2 .....</i>	<i>53</i>
<i>Figura 6.21: Escaneado de ScanStation P40.....</i>	<i>53</i>
<i>Figura 6.22: Posicionamiento y escaneado de las dianas o puntos de referencia .....</i>	<i>54</i>
<i>Figura 6.23: Escaneado de alta resolución de una diana.....</i>	<i>54</i>
<i>Figura 6.24: Registro de dos estacionamientos .....</i>	<i>56</i>
<i>Figura 6.25: Proceso de registro: a) escaneados de referencia local; b) escaneado de referencia común.....</i>	<i>56</i>

<i>Figura 6.25: Helicóptero BO 105 desde 7 estaciones.....</i>	<i>58</i>
<i>Figura 6.26: Dianas utilizadas durante la toma de datos.....</i>	<i>59</i>
<i>Figura 6.27: Equipo colocando las dianas de trabajo .....</i>	<i>60</i>
<i>Figura 6.28: Dianas o puntos de referencias utilizados en el ScanStation 2.....</i>	<i>61</i>
<i>Figura 6.29: Disposición de las dianas con ScanStation P40.....</i>	<i>61</i>
<i>Figura 7.1: Ventana CloudMess entorno Cyclone .....</i>	<i>63</i>
<i>Figura7.2: CloudMess del escaneado del helicóptero BO 105.....</i>	<i>63</i>
<i>Figura 7.3: Escaneado global del helicóptero BO 105 con Cyclone .....</i>	<i>65</i>
<i>Figura 7.4: Palas del rotor del BO 105 mediante Cyclone.....</i>	<i>66</i>
<i>Figura 7.5: Contribución de cada escaneado al escaneado global.....</i>	<i>66</i>
<i>Figura 7.6: Tratamiento de datos en software Cyclone.....</i>	<i>67</i>
<i>Figura 7.7: Primer paso del mallado del helicóptero .....</i>	<i>68</i>
<i>Figura 7.8: Segundo paso del mallado del helicóptero .....</i>	<i>69</i>
<i>Figura 7.9: Arriba helicóptero con orificios, abajo helicóptero con orificios rellenados.....</i>	<i>70</i>
<i>Figura 7.10: Tapado de orificio mediante puentes .....</i>	<i>71</i>
<i>Figura 7.11: Helicóptero con mallado sin suavizar.....</i>	<i>71</i>
<i>Figura 7.12: Helicóptero con mallado suavizado.....</i>	<i>72</i>
<i>Figura 7.13: Modelo final helicóptero .....</i>	<i>73</i>
<i>Figura 7.14: Comparación del sw Cyclone: Izq ScanStation 2, Drch ScanStation P40 .....</i>	<i>73</i>
<i>Figura 7.15: Comparación del sw 3DReshaper: Izq ScanStation 2, Drch ScanStation P40.....</i>	<i>74</i>
<i>Figura 8.1: Diseño del perfil NACA 23012 con Autodesk Inventor.....</i>	<i>75</i>
<i>Figura 8.2: Ventana Workbench con los módulos disponibles.....</i>	<i>76</i>
<i>Figura 8.3: Primer volumen de control .....</i>	<i>77</i>
<i>Figura 8.4: Segundo volumen de control .....</i>	<i>77</i>
<i>Figura 8.5: Disposición de los dos volúmenes de control.....</i>	<i>78</i>
<i>Figura 8.6: Dimensionamiento de la pala .....</i>	<i>79</i>
<i>Figura 8.7: Características del mallado.....</i>	<i>79</i>

<i>Figura 8.8: Mallado final con ampliación en la zona de influencia de la pala</i> .....	79
<i>Figura 8.9: Denominación de las zonas de influencia en el mallado</i> .....	80
<i>Figura 8.10: Fluent Launcher (Setting Edit Only)</i> .....	80
<i>Figura 8.11: General Mesh y General Solver</i> .....	81
<i>Figura 8.12: Elección del modelo viscoso</i> .....	82
<i>Figura 8.13: Edición de los materiales</i> .....	83
<i>Figura 8.14: Métodos de solución</i> .....	85
<i>Figura 8.15: Monitorización "Mass Flow rate"</i> .....	86
<i>Figura 8.16: Cálculo de la solución. Run Calculation</i> .....	87
<i>Figura 8.17: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 0^\circ</math> y Mach: 0.117</i> .....	88
<i>Figura 8.18: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 0^\circ</math> y Mach: 0.165</i> .....	88
<i>Figura 8.19: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 0^\circ</math> y Mach: 0.196</i> .....	88
<i>Figura 8.20: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 5^\circ</math> y Mach: 0.117</i> .....	89
<i>Figura 8.21: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 5^\circ</math> y Mach: 0.165</i> .....	89
<i>Figura 8.22: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 5^\circ</math> y Mach: 0.196</i> .....	90
<i>Figura 8.23: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 15^\circ</math> y Mach: 0.117</i> .....	90
<i>Figura 8.24: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 15^\circ</math> y Mach: 0.165</i> .....	91
<i>Figura 8.25: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 15^\circ</math> y Mach: 0.196</i> .....	91
<i>Figura 8.26: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 20^\circ</math> y Mach: 0.117</i> .....	92
<i>Figura 8.27: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 20^\circ</math> y Mach: 0.165</i> .....	92
<i>Figura 8.28: Líneas de corriente de la pala con <math>\alpha: 20^\circ</math> y Mach: 0.196</i> .....	92
<i>Figura 9.1: Túnel de viento</i> .....	94
<i>Figura 9.2: Arriba: Pala BO 105 a escala. Abajo: Perfil NACA 23012 introducida en túnel de viento</i> .....	95
<i>Figura 9.3: 1) Vórtices en punta del ala. 2)Flujo adherido al perfil. 3) Flujo desprendido del perfil</i> .....	96
<i>Figura 10.1: Sustentación en función del ángulo de ataque</i> .....	98

<i>Figura 10.2: Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.....</i>	<i>98</i>
<i>Figura 10.3: Resistencia en función del ángulo de ataque .....</i>	<i>99</i>
<i>Figura 10.4: Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque.....</i>	<i>100</i>
<i>Figura 10.5: Sustentación en función del Mach .....</i>	<i>100</i>
<i>Figura 10.6: Coeficiente de sustentación en función del Mach .....</i>	<i>101</i>
<i>Figura 10.7: Resistencia en función del Mach.....</i>	<i>101</i>
<i>Figura 10.8: Coeficiente de resistencia en función del Mach.....</i>	<i>102</i>
<i>Figura 10.9: Eficiencia Aerodinámica en función del ángulo de ataque.....</i>	<i>103</i>
<i>Figura 10.10: Curva Polar.....</i>	<i>104</i>
<i>Figura 10.11: Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque .....</i>	<i>105</i>
<i>Figura 10.12: Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque .....</i>	<i>106</i>
<i>Figura 10.13: Coeficiente de sustentación en función del Mach.....</i>	<i>106</i>
<i>Figura 10.14: Coeficiente de resistencia en función del Mach .....</i>	<i>107</i>
<i>Figura 10.15: Eficiencia Aerodinámica en función del ángulo de ataque.....</i>	<i>107</i>
<i>Figura 10.16 Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque .....</i>	<i>108</i>
<i>Figura 10.17 Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque .....</i>	<i>109</i>
<i>Figura 10.18: Eficiencia Aerodinámica en función del ángulo de ataque.....</i>	<i>110</i>

## Tablas

<i>Tabla 3.1: Características generales del helicóptero BO 105 .....</i>	<i>24</i>
<i>Tabla 3.2: Rendimiento y actuaciones del helicóptero BO 105.....</i>	<i>24</i>
<i>Tabla 3.3: Armamento del helicóptero BO 105 .....</i>	<i>25</i>
<i>Tabla 5.1: Especificaciones y prestaciones ScanStation 2 .....</i>	<i>33</i>
<i>Tabla 5.2: Especificaciones y prestaciones ScanStation P40 .....</i>	<i>35</i>
<i>Tabla 8.1: Simulación 1 con ángulo de ataque 0°.....</i>	<i>83</i>
<i>Tabla 8.2: Simulación 2 con ángulo de ataque 5°.....</i>	<i>84</i>

<i>Tabla 8.3: Simulación 3 con ángulo de ataque 15°</i> .....	84
<i>Tabla 8.4: Simulación 4 con ángulo de ataque 20°</i> .....	84
<i>Tabla 8.5: Resultados de la simulación 1 con ángulo de ataque 0°</i> .....	87
<i>Tabla 8.6: Resultados de la simulación 2 con ángulo de ataque 5°</i> .....	89
<i>Tabla 8.7: Resultados de la simulación 3 con ángulo de ataque 15°</i> .....	90
<i>Tabla 8.8: Resultados de la simulación 4 con ángulo de ataque 20°</i> .....	91
<i>Tabla 9.1: Resultados de fuerzas obtenidas en el análisis del túnel de viento</i> .....	95
<i>Tabla 10.1: Resultados obtenidos en Ansys Fluent</i> .....	98
<i>Tabla 10.2: Resultados de coeficientes obtenidos en el análisis del túnel de viento</i> .....	104
<i>Tabla 11.1: Presupuesto de la mano de obra del proyecto</i> .....	112
<i>Tabla 11.2: Presupuesto de los equipos empleados. ScanStation 2</i> .....	113
<i>Tabla 11.3: Presupuesto de los equipos empleados. ScanStation P40</i> .....	113
<i>Tabla 11.4: Presupuesto de los costes de adquisición de Licencias</i> .....	113
<i>Tabla 11.5: Presupuestos de los materiales fungibles</i> .....	114
<i>Tabla 11.6: Presupuesto Global del proyecto sin IVA</i> .....	115
<i>Tabla 11.7: Presupuesto Global del proyecto con IVA</i> .....	115

## Gráficos

<i>Gráfico 2.1: Aplicaciones del láser escáner</i> .....	19
<i>Gráfico 6.1: Clasificación de las técnicas de registro</i> .....	57

## Ecuaciones

<i>Ecuación 10.1: Fórmula de la eficiencia alar</i> .....	97
<i>Ecuación 10.2: Fórmula del coeficiente de sustentación</i> .....	97
<i>Ecuación 10.3: Fórmula del coeficiente de resistencia</i> .....	97

## 2. SISTEMA LÁSER ESCÁNER

### 2.1. INTRODUCCIÓN

Una primera descripción de lo que podría ser un escaneado láser sería un muestreo de una superficie determinada, usando tecnología laser. Primero se analiza un entorno u objeto real, se toman datos sobre su forma y apariencia. Estos datos capturados pueden ser utilizados más tarde para realizar reconstrucciones digitales, planos bidimensionales o modelos tridimensionales útiles en una gran variedad de aplicaciones.

La ventaja que presentan estos escaneados es que son capaces de tomar una gran cantidad de puntos con una impecable precisión en un corto periodo de tiempo. Se debe tener en cuenta que el láser escáner es un instrumento de línea de vista (al igual que las fotografías), por lo que es necesario realizar múltiples capturas desde diferentes estaciones para garantizar una cobertura completa del entorno u objeto que se esté analizando.

La tecnología actual del laser escáner se puede dividir en dos categorías, estático y dinámico:

Básicamente el escáner láser que mantiene una posición fija durante la toma de datos es el escáner estático, suele ser el método más extendido en los escaneados terrestres. Este tipo de escáneres presentan una alta precisión y alta densidad de puntos.

Por otro lado, el láser escáner que se suele montar en una plataforma móvil, se trata del laser escáner dinámico: requieren sistemas de posicionamiento adicionales como el GPS, y son comunes encontrarlos en aeroplanos u otros vehículos aéreos.

El trabajo que se expone a continuación ha sido desarrollado mediante el escaneo láser estático o de posición fija. Se han hecho pruebas con dos escáneres de la compañía Leica para así poder comparar los resultados obtenidos, y contrastar eficacia y precisión.

### 2.2. ¿CÓMO FUNCIONA EL 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. El resultado de la medición son las coordenadas tridimensionales  $x$ ,  $y$ ,  $z$  de una densa nube de puntos definidos a partir de cientos de miles o millones de mediciones individuales, que en sí mismas componen un modelo numérico de los objetos registrados. El producto generado es una nube de puntos de alta densidad en verdadera magnitud.

Con esta gran cantidad de información obtenida durante el escaneado obtenemos una aproximación muy exacta de la realidad.

A partir de estos modelos digitales 3D se pueden realizar visualizaciones tridimensionales desde cualquier punto de vista (incluso añadir texturas), realizar planos o dibujos, cálculos

métricos, mediciones punto a punto, perfiles, secciones o cortes 2D, cálculos de superficies y volúmenes, vectorizar entidades, modelar elementos en 3D y un sinfín de aplicaciones.

El propósito de un equipo de medida láser escáner o sistema de barrido de medición tridimensional, es capturar a muy alta resolución cualquier elemento tridimensional, y a partir de ahí, generar una nube de referencias numéricas de la superficie medida, con lo que se obtiene una gran cantidad de información detallada de todos los aspectos geométricos del objeto que se quiera escanear.

La visualización del escaneo puede llegar a alcanzar gran realismo ya que estos puntos pueden reflejar el color de la superficie registrada. Esto es posible con la incorporación al láser escáner de una cámara fotográfica de alta resolución, que permite relacionar cada punto medido con el color del píxel correspondiente al de la fotografía de referencia, o bien, empleando programas específicos que permiten este ajuste a partir de imágenes obtenidas con una cámara independiente.

Las principales diferencias entre unos equipos y otros son básicamente: la velocidad de barrido, la densidad de puntos en la toma de datos, la precisión de la medición, el alcance, el área de medición o la integración de imágenes fotográficas de la zona de captura de datos, entre otras cosas.

## **2.3. TIPOS DE MEDICIONES**

Los escáneres realizan un barrido esférico, midiendo las distancias y las intensidades de retorno de cada haz o rayo. Se pueden encontrar diferentes formas de mediciones en los láseres escáner:

### ***2.3.1. Medición basada en triangulación***

Utiliza el principio del teorema de Thales para la medición. Se enfoca un patrón láser sobre el objeto y se emplea una cámara para buscar la localización de la proyección del mismo. El emisor láser y la cámara se instalan con un ángulo constante, creando un triángulo entre ellos y la proyección del láser sobre el objeto. De ahí, el nombre de triangulación.

### ***2.3.2. Medición basada en interferometría***

Se usa la interferencia de diferentes ondas de luz para registrar posiciones tridimensionales en el espacio. En un láser escáner interferométrico, el haz láser se divide usando un prisma que refleja la mitad del haz en una dirección (brazo de referencia) y transmite la otra mitad (brazo de medición). Mediante este sistema se pueden detectar desplazamientos muy pequeños o medirse grandes distancias con baja ambigüedad.

### 2.3.3. Medición basada en tiempos

El láser escáner utilizado en este proyecto se trata de un escáner de medición basado en tiempo, y por eso, estos escáneres serán explicados más detalladamente. Este tipo de láser escáner mide un intervalo de tiempo entre dos sucesos. En general, hay dos principios de medición por tiempo: escáneres basados en pulsos (tiempo de vuelo) y basados en fase:

La medición basada en pulsos o tiempo de vuelo consiste en controlar el tiempo transcurrido entre la emisión de la señal laser y su posterior detección devuelta por la superficie en la que ha incidido; de esta manera el láser escáner mide las distancias en función del tiempo que tarda la luz en ir y volver de la superficie analizada.

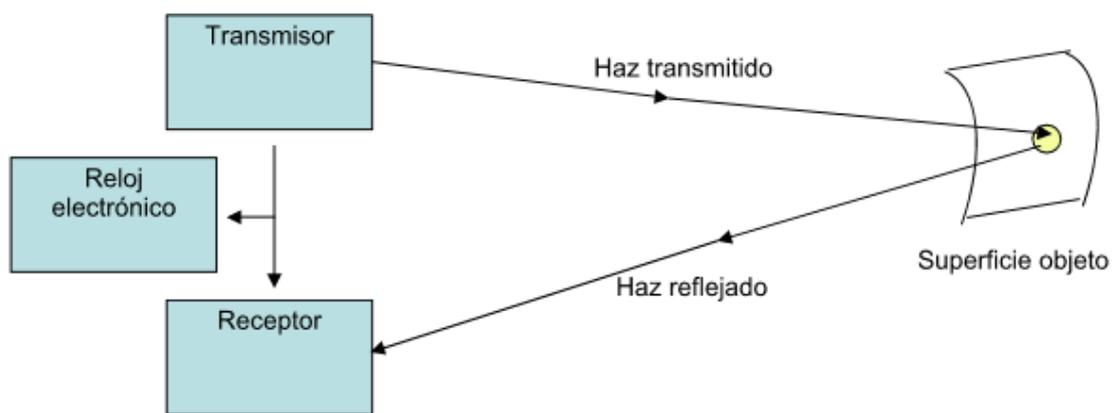


Figura 2.1: Principio de un láser escáner basado en el tiempo de vuelo

Por lo tanto la distancia que se desea conocer se calcula de la siguiente manera:

$$\text{Distancia} = \frac{\text{Velocidad de la luz en el aire} \times \text{Tiempo que tarda la señal en ir y volver}}{2}$$

Para medir este tiempo de vuelo de impulsiones, se utilizan diferentes efectos físicos dando lugar a tres tecnologías diferenciadas:

- Tecnología de pulso
- Diferencia de fase a partir de la modulación de amplitud continua de una onda: AMCW
- Diferencia de fase a partir de la modulación de frecuencia continua de una onda: FMCW

Los equipos basados en medición por tiempo de vuelo a partir de tecnología de pulsos se componen de un emisor de pulsos y un conversor digital, donde la medición de la distancia se obtiene directamente a partir de la medición del tiempo de forma muy precisa ( $\sim 10^{-12}$  segundos).

Por otro lado, se pueden encontrar los escáneres basados en diferencia de fase, este tipo de escáner mide la diferencia de fase entre la luz emitida y la recibida, utilizando estas medidas para estimar la distancia la objeto a escanear. El haz láser emitido por este tipo de escáner es continuo y de potencia modulada.

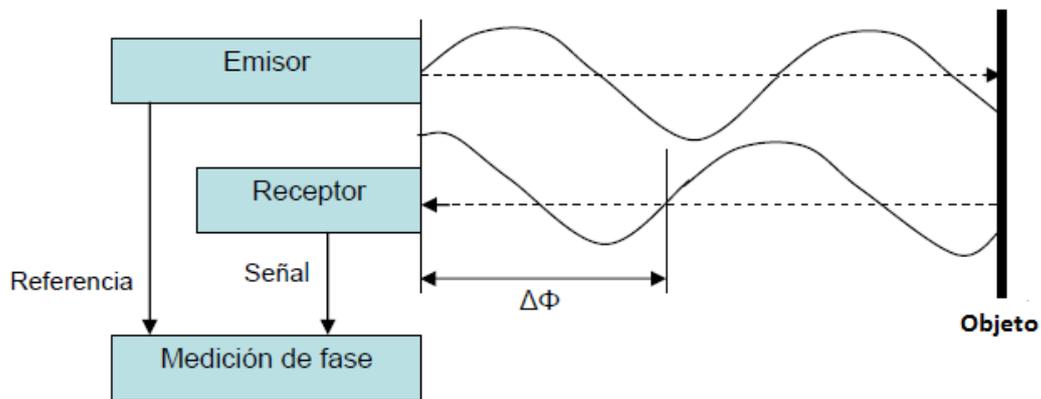


Figura 2.2: Principio de medición basado en la fase.

El rango de precisión de este tipo de escáneres es de carácter intermedio, situándose como una buena opción entre los aparatos de tiempo de vuelo (largo alcance) y los de triangulación (alta precisión).

Como resumen de lo comentado hasta ahora: los aparatos láseres escáner que se van a utilizar durante el análisis y procesado del helicóptero BO 105 del hangar de la Universidad Politécnica de Valencia son: ScanStation 2 y ScanStation P40; ambos instrumentos basan su medición en tiempo, concretamente se tratan de escáneres basados en pulsos (Tiempo de Vuelo).



Figura 2.3: Láser Escáner: Izq ScanStation 2, Drch ScanStation P40

## 2.4. APLICACIONES DEL ESCANEADO LÁSER

En un principio, los escáneres láser eran de corto alcance y se emplearon fundamentalmente para facilitar la tarea en el diseño automatizado e industrial (Diseño Asistido por Ordenador - CAD en inglés-). Esto ayudó a la producción en masa de productos de consumo.

Más adelante se explotarán otros campos gracias a la constante evolución tecnológica. Fue fundamental para la industria, ya que en un primer momento solo existía documentación como planos en dos dimensiones, pero los escáneres láser permitieron la gestión completa en tres dimensiones.

Gracias a las ventajas que nos proporciona el láser escáner, se pueden encontrar aplicaciones de los equipos 3D en muchas otras disciplinas que se han interesado en adoptar esta tecnología. A continuación se detallan unas cuantas:

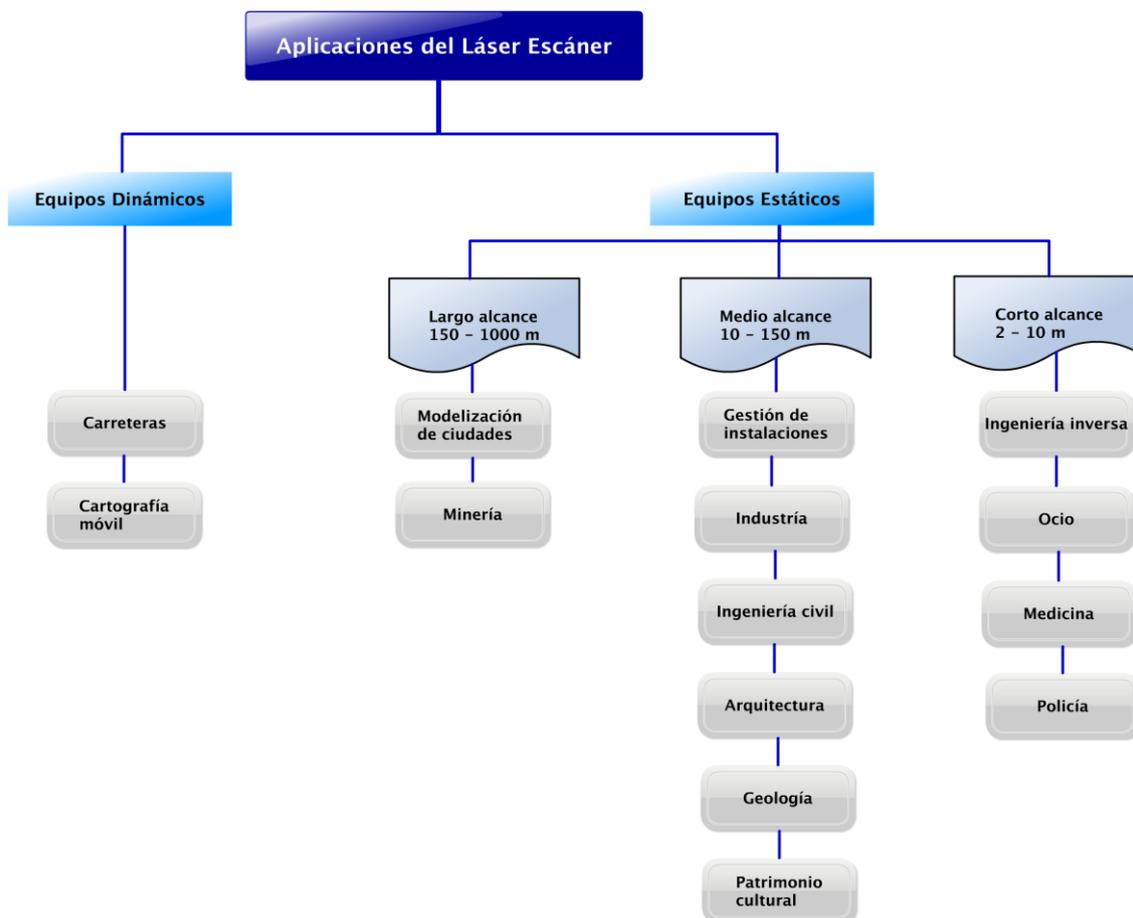


Gráfico 2.1: Aplicaciones del láser escáner

### 3. HELICÓPTERO BO 105

#### 3.1. INTRODUCCIÓN

El principal objetivo con el escaneado láser es muestrear el helicóptero BO 105 para después realizar un estudio aerodinámico sobre las palas del rotor. Para el escaneado hemos dispuesto de dos aparatos: ScanStation 2, adquirido a través del departamento de fotometría de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros en Topografía Geodesia y Cartografía (ETSITGC) y ScanStation P40, que nos ha sido proporcionado gracias a la ayuda de un antiguo alumno de la escuela ETSITGC, comercial de la compañía Leica.

Nuestro estudio consistirá en realizar el modelado 3D del helicóptero ubicado en hangar de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño (ETSID). Con el diseño modelado se estima conseguir las características aerodinámicas del perfil alar del helicóptero, es decir, de las palas del rotor principal; para ello haremos uso de programas como ANSYS Fluent y del túnel de viento, proporcionado por el Departamento de Máquinas y Motores Térmicos (CMT). Además como para la medición se han empleado dos instrumentos de diferentes categorías, podremos realizar una comparación de resultados.



*Figura 3.1: Helicóptero BO 105 del hangar (ETSID)*

#### 3.2. HISTORIA Y DESARROLLO

El BO 105 es un helicóptero utilitario, ligero, polivalente y bimotor desarrollado por el fabricante aeronáutico alemán Bölkow en Stuttgart, Alemania. El BO 105 fue producido por esta compañía (MBB) hasta 1991, año en el que pasó a formar parte del Grupo Eurocopter que continuó la producción de este modelo hasta el año 2001, momento en el que fue remplazado en la línea de producción por el Eurocopter EC 135.



Figura 3.2: Helicóptero BO 105

El BO 105 es el helicóptero con dos motores más pequeño del mundo; se trata de un helicóptero ligero, seguro y al mismo tiempo económico, cómodo de mantener y fácil de pilotar, sobre todo en misiones de salvamento. Con su función polifacética ha sido uno de los mayores éxitos técnicos y comerciales en su campo, ya que a partir de su diseño básico se han desarrollado variantes para cumplir misiones muy distintas:

### 3.3. VERSIONES MILITARES

#### 3.3.1. BO 105M (VBH)

Helicóptero de reconocimiento y enlace. Sus principales funciones son:

- ✚ Transporte de personal
- ✚ Vuelos de enlace
- ✚ Evacuación médica
- ✚ Entrenamiento
- ✚ Observación y reconocimiento
- ✚ Misiones tácticas

#### 3.3.2. BO 105M (PAH-1)

Helicóptero anticarro, dotado de 6 misiles HOT.

#### 3.3.3. BO 105M (GSH)

España produjo la versión BO-105GSH, armada con cañón Rheinmetall de 20mm fijo en la panza y con los patines más elevados.



Figura 3.3: 1). BO 105M VBH. 2). BO 105M PAH-1. 3). BO 105M GSH.

### 3.4. DESCRIPCIÓN

El BO 105 es un helicóptero bimotor propulsado por 2 turboejes polícarburo Allison 250C 20B cada uno de ellos con 425 CV al eje de potencia al despegar. Se alimenta con depósitos situados debajo de la cabina con 456 Kg de combustible, que le proporciona una autonomía de 3,5 horas, equivalentes a 575 Km, con una velocidad máxima de 242 Km/h. Puede incorporar dos depósitos de traslado de 200 litros cada uno, duplicándose así su autonomía.

Una de las claves del éxito del Bo-105 reside en su rotor principal rígido de 4 palas, equipado de palas sin articulaciones de resistencia aerodinámica y de batido, posible gracias al empleo de resina plástica reforzada con fibra de vidrio. Este rotor es de construcción mixta, con cabeza de titanio y patas de plástico reforzado con fibras de vidrio, obteniéndose una gran duración del conjunto que además elimina vibraciones, mejora las cualidades del vuelo y proporciona una excelente maniobrabilidad.



*Figura 3.4: Rotor helicóptero BO 105*

Al mismo tiempo su configuración de cuatripala proporciona una casi nula detectabilidad por el radar, condición muy deseable en las versiones de ataque y reconocimiento, y cuyas reducidas dimensiones favorecen las tomas y despegues en espacios restringidos, así como el estacionamiento, existiendo modelos con las palas plegables para satisfacer todas las necesidades de vuelo.

El rotor antipar en su cola, de 2 palas construidas de forma similar al principal, es del tipo semirrígido. El resto del helicóptero es de construcción convencional con abundante uso de la fibra de vidrio en los recubrimientos, favoreciendo la ligereza y la duración frente a los agentes corrosivos.

El piso de la cabina está situado al mismo nivel que el del comportamiento de carga. Posee paneles desmontables para acceder a los depósitos de combustibles, instalación eléctrica y controles. La plataforma de los motores forma el techo del comportamiento de carga, al tiempo que actúa de tabique cortafuego.

Las puertas de cabina para pilotos y de pasaje son lanzaderas en una situación de emergencia, además la posibilidad de volar con sus puertas abiertas o desmontadas permite la instalación de ametralladoras.

Dispone de estabilizadores horizontales y verticales en la cola. El tren de aterrizaje es de patín tubular no retráctil, los cuales pueden ser dotados de varios tipos de equipos, como patines para nieve y altavoces mediante fijaciones. El tren de aterrizaje está diseñado para absorber la energía de una forma violenta por deformación plástica.

Para proteger el helicóptero de condiciones adversas, las entradas de aire al motor están protegidas contra el congelamiento, permitiendo un margen de operación entre  $-30$  y  $+54$  grados centígrados.



Figura 3.5: Recubrimiento de la zona interna

### 3.5. NOVEDADES

En resumen, el helicóptero BO 105, fue toda una novedad al tratarse del primer helicóptero ligero bimotor en el mundo siendo además capaz de realizar maniobras acrobáticas, incluso loopings de  $360^\circ$ .

El BO 105 permitió la creación de la red de salvamento aéreo de Alemania a principios de la década de 1970. Comparados con otros modelos de la época fabricados por la competencia, el BO 105 destacaba por su cabina relativamente espaciosa que permitía el tratamiento médico de un paciente acostado, aunque era imposible acceder a las piernas. Inconveniente que más tarde se corrigió con versiones mejoradas.



Figura 3.6: Acrobacia del helicóptero BO 105

### 3.6. ESPECIFICACIONES

#### 3.6.1. Características generales

#### CARACTERÍSTICAS GENERALES

<b>Tripulación</b>	1 ó 2 pilotos.
<b>Capacidad</b>	4 pasajeros ó 2 pasajeros y 1 camilla.
<b>Longitud</b>	1,9 m.
<b>Diámetro rotor principal</b>	9,8 m.
<b>Altura</b>	3 m.
<b>Peso Vacío</b>	1301 Kg.
<b>Peso Cargado</b>	1199 Kg.
<b>Peso Máximo al Despegue</b>	2500 Kg.
<b>Planta Motriz</b>	2× Turboreje Allison 250-C20B.
<b>Potencia</b>	298 kW cada uno.
<b>Hélices</b>	Rotor principal cuatripala y rotor de cola bipala.
<b>Perfil Alar</b>	NACA 23012

Tabla 3.1: Características generales del helicóptero BO 105

#### 3.6.2. Rendimiento y actuaciones

#### RENDIMIENTO Y ACTUACIONES

<b>Velocidad nunca excedida</b>	270 Km/h.
<b>Velocidad máxima operativa</b>	242 Km/h.
<b>Velocidad crucero</b>	204 Km/h.
<b>Alcance/Rango</b>	575 Km.
<b>Techo de vuelo</b>	5180 m.
<b>Régimen de ascenso</b>	8 m/s.
<b>Autonomía</b>	3,5 horas sin reservas; duplicándose con dos depósitos extra.

Tabla 3.2: Rendimiento y actuaciones del helicóptero BO 105

### 3.6.3. Armamento

## ARMAMENTO

<b>Misiles</b>	6 misiles antitanques Euromissile HOT ó 8 misiles BGM-71 TOW
<b>Cañones</b>	Cañones de tiro rápido de calibre de 20 mm.
<b>Lanzacohetes</b>	2 Lanzacohetes.
<b>Barquillas Ametralladoras</b>	2 Barquillas para ametralladora de 7,62 mm.
<b>Barquillas mixtas</b>	2 Barquillas mixtas (ametralladora y cohetes).

Tabla 3.3: Armamento del helicóptero BO 105



Figura 3.7: Prueba de misiles del helicóptero BO 105

## 4. PERFILES AERODINÁMICOS

### 4.1. DESCRIPCIÓN DE UN PERFIL AERODINÁMICO

Un perfil aerodinámico puede ser cualquier sección del ala cortada transversalmente por un plano paralelo a su cuerda. Existen dos grandes tipos de perfiles: Simétricos y asimétricos.

*Perfil simétrico:* Se trata de un perfil sin curvatura, es decir, la línea de curvatura media y la línea de cuerda coinciden. En otras palabras, en un perfil aerodinámico simétrico, la parte superior o extrados es una imagen reflejo de la parte inferior o intrados. Debido a esta geometría, el perfil simétrico presenta un bajo costo y fácil construcción en comparación con el perfil asimétrico.

*Perfil asimétrico:* Las ventajas principales de este tipo de perfiles son las de generar mayores levantamientos y mejores prestaciones ante la entrada en pérdida de sustentación, que surge a elevados ángulos de ataque.

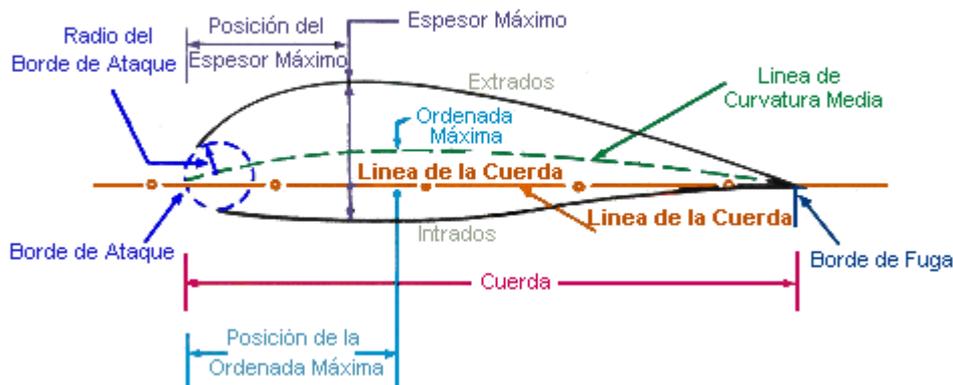


Figura 4.1: Terminología de un perfil alar

#### 4.1.1. Definiciones

- ◆ Borde de ataque: Es el punto delantero del perfil.
- ◆ Borde de salida: Es el punto trasero del perfil.
- ◆ Línea de cuerda: Línea recta que pasa por el borde de ataque y por el borde de salida del perfil.
- ◆ Cuerda: Línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida. Es una dimensión característica del perfil.

- ◆ Línea de Curvatura Media: Línea equidistante entre el extradós y el intradós. Esta línea define la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura media se encuentra por encima de la cuerda, se define como curvatura positiva, si se encuentra por debajo, negativa, y si se localiza por debajo y por arriba, doble curvatura.
- ◆ Ordenada máxima de la línea de curvatura media: Máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda del perfil. Este valor se da en porcentaje de la cuerda.
- ◆ Posición de máxima curvatura: Distancia media a partir del borde de ataque, en porcentaje de la cuerda, donde se encuentra la ordenada máxima de la línea de curvatura media.
- ◆ Espesor máximo: Distancia máxima entre el extradós y el intradós, medida perpendicularmente a la cuerda. Es una característica importante, que se expresa en porcentaje de la cuerda. Dicho valor varía desde un 3% en los perfiles delgados hasta un 18% en los más gruesos.
- ◆ Posición del espesor máximo: Distancia paralela a la cuerda, medida desde el borde de ataque hasta la ordenada donde se encuentra el espesor máximo del perfil.
- ◆ Radio de curvatura del borde de ataque: Define la forma del borde de ataque. Es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, con su centro situado en la línea tangente a la línea de curvatura media que pasa por el borde de ataque.

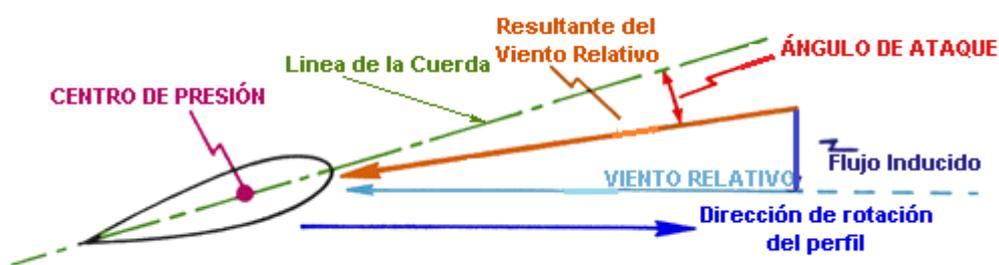


Figura 4.2: Definición de ángulo de ataque

## 4.2. CLASIFICACIÓN DE PERFILES AERODINÁMICOS

### 4.2.1. La serie de perfiles NACA

La serie de perfiles NACA de 4 y 5 dígitos, y las modificadas de 4 y 5 dígitos se generan mediante ecuaciones analíticas que describen la curvatura de la línea media del perfil así como la distribución del espesor a lo largo de la longitud del perfil. Antes de que estas series fueran desarrolladas por el Comité Nacional Asesor

para Aeronáutica (NACA), el diseño de perfiles era más arbitrario, sin guías, a excepción de su previa experiencia con geometrías conocidas. Esta forma de trabajar comenzó a cambiar a principio de los años 30 con la publicación de un reportaje de la NACA titulado Las características de 78 perfiles relacionados de pruebas en el túnel de viento de densidad variable. En este documento se deduce que las dos primeras variables que afectan principalmente a un perfil son la pendiente de línea de curvatura media y la distribución de espesores abajo y arriba de esta línea. Se presenta entonces una serie de ecuaciones incorporando estas dos variables que podían ser usadas para generar una familia completa de perfiles aerodinámicos relacionados.

Con todo esto se consiguió un diseño de perfiles mucho más sofisticado, donde se le fueron incorporando nuevas variables adicionales. Sin embargo, estos dos valores geométricos permanecieron en el corazón de todas las series NACA.

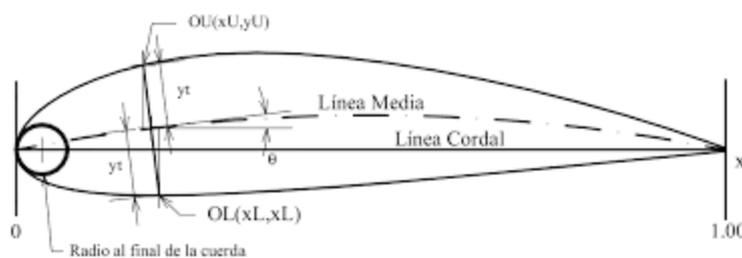


Figura 4.3: Construcción geométrica de un perfil NACA

### 4.3. PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO DE PERFILES AERODINÁMICOS

El aumento de la velocidad del aire sobre el extradós, con respecto a la velocidad del aire en el intradós del perfil, genera una diferencia de presiones entre ambas superficies del perfil. Cuando esta diferencia de presión no es nula, se genera una fuerza resultante denominada sustentación. El dibujo representado a continuación se trata de un perfil asimétrico, donde se puede comprobar que las presiones resultantes sobre el extradós e intradós generan fuerzas opuestas de la misma magnitud, por lo tanto, en este caso no existiría fuerza sustentadora.

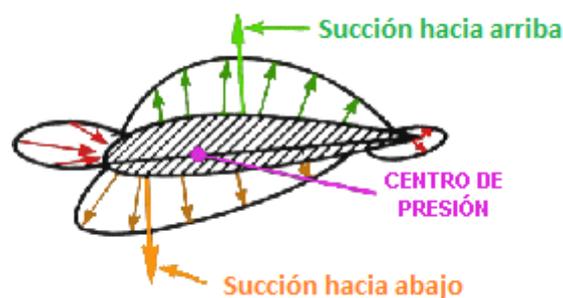


Figura 4.4: Perfil asimétrico con sustentación nula

Cuando en ángulo de ataque aumenta, las presiones en el extradós son inferiores a las del intradós, lo que se obtiene en este caso es una fuerza resultante en dirección vertical y hacia arriba llamada Lift o Sustentación. El punto donde se considera aplicada esa fuerza se denomina centro de presión.

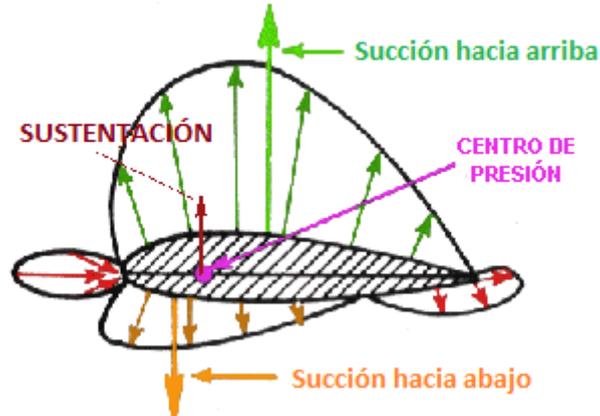


Figura 4.5: Perfil asimétrico con sustentación positiva

Evidentemente la distribución de presiones será distinta para perfiles simétricos. Si el ángulo de ataque es cero, la distribución de presiones en el extradós y en el intradós son iguales, por lo tanto, las fuerzas resultantes son de igual magnitud pero de sentido contrario y se anulan. En este caso el centro de presión del extradós y del intradós coinciden.

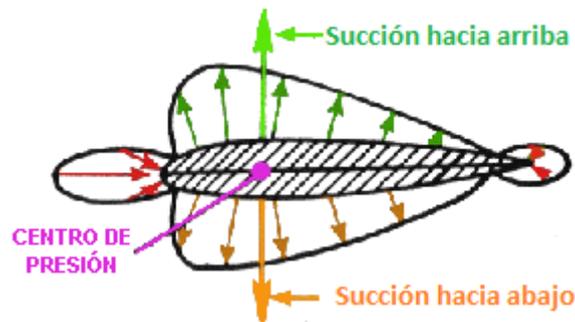


Figura 4.6: Perfil simétrico con sustentación nula

En resumen, las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un cuerpo se deben únicamente a dos factores:

1. La distribución de presiones sobre la superficie de un cuerpo
2. La distribución de esfuerzos cortantes sobre la superficie del cuerpo



Figura 4.7: Presión y esfuerzos cortantes sobre una superficie aerodinámica

El efecto total de ambas distribuciones (presión y esfuerzos cortantes) sobre la superficie total del perfil provoca una fuerza resultante aerodinámica que se descompone en dos factores: Lift, provocada principalmente por la distribución de presiones (Sustentación) y Drag, originada mayoritariamente por la distribución de esfuerzos cortantes a bajos ángulos de ataque y por la distribución de presiones cuando los ángulos de ataque son elevados (Resistencia).

La sustentación actúa perpendicularmente al viento relativo, mientras que la resistencia es una fuerza paralela al viento relativo que se opone al movimiento del perfil en un flujo determinado.

Cuando se diseña un perfil hay que tener en cuenta una serie de factores para garantizar un desempeño óptimo; ya que el incremento de velocidad suele generar un aumento en la sustentación, pero a la vez provoca el aumento de la resistencia, por lo tanto es imprescindible tener estos factores en cuenta a la hora de diseñar el perfil y el rango de velocidades en el que vaya a actuar.

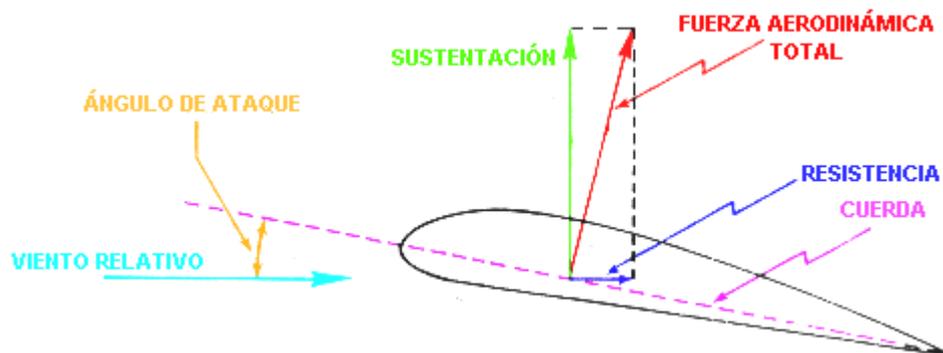


Figura 4.8: Fuerzas que actúan sobre un plano aerodinámico

#### 4.4. PERFIL ALAR HELICÓPTERO BO 105. PERFIL ALAR NACA 23012

La pala del rotor del helicóptero BO 105 situado en el hangar de la Universidad Politécnica de Valencia (ETSID) se corresponde a un perfil NACA 23012, este tipo de perfiles se encuentra en la familia NACA de 5 dígitos.

El sistema de numeración de perfiles de la serie NACA de 5 dígitos está basado en una combinación de característica aerodinámicas teóricas y geométricas.

NACA 23012

1. Primer dígito (2): Expresa la curvatura máxima en porcentaje de la línea de curvatura media: 2%.  
Cuando este valor se multiplica por  $3/2$ , da como resultado el coeficiente de sustentación  $c_l$  (en décimas): 0.3
2. Segundo y tercer dígito (30): Expresa el doble de la posición de la curvatura máxima: 15%.
3. Cuarto y quinto dígito (12): Expresa el espesor máximo del perfil en porcentaje de la cuerda: 12%.

En definitiva, el perfil NACA 23012 presenta un espesor máximo del 12%, un coeficiente de sustentación de 0.3 y una curvatura máxima localizada al 15% detrás del borde de ataque.

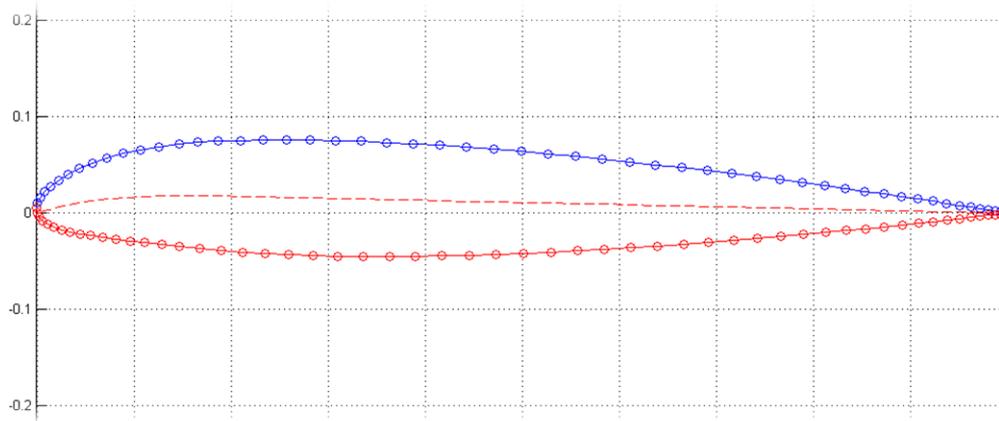


Figura 4.9: Perfil Aerodinámico NACA 23012. Familia NACA de 5 dígitos

## 5. EQUIPO LÁSER ESCÁNER

### 5.1. EQUIPO

Los equipos empleados para el escaneado del helicóptero B0 105 han sido los aparatos ScanStation 2 y el ScanStation P40, ambos fabricados por la compañía Leica. ScanStation 2 ha sido aportado por la Universidad Politécnica de Valencia, y posteriormente se ha recibido la ayuda de Leica proporcionando un aparato mucho más sofisticado como es el caso de ScanStation P40. Se ha podido comprobar las diferencias de resolución y calidad de imagen que nos proporcionaba cada aparato, así como del tiempo empleado con cada uno de ellos para el escaneado total del helicóptero.



Figura 5.1: ScanStation 2



Figura 5.2: ScanStation P40

#### 5.1.1. ScanStation 2

El primer escaneado del helicóptero se ha realizado con una estación láser de la compañía Leica Geosystems, propiedad del departamento de fotometría de la ETSITGC. ScanStation 2 se trata de un escáner estático activo, de tipo tiempo de vuelo con espejos rotatorios, de barrido panorámico, desarrollado y lanzado en el año 2007.

Cuenta con una velocidad de escaneo 10 veces superior al de otros escáneres láser. Gracias a su versatilidad y su gran mejora en cuanto a prestaciones, productividad y velocidad, ha permitido que la tecnología HDS (High-Definition Surveying)

diversifique sus aplicaciones. La capacidad para topografía de punto único y una cámara de alta resolución integrada facilita una rápida y más completa recolección de información y datos, y un trabajo de campo mucho menor. El resultado: levantamientos, rápidos y completos para una amplia gama de escenarios como accidentes, yacimientos o cualquier tipo de objetos.

El láser escáner ScanStation 2 dispone además de un trípode telescópico para realizar los estacionamientos, así como de cables de alimentación y un set de dianas, que permitirán realizar un escaneado completo desde cualquier posición.



Figura 5.3: Primer plano Scan Station 2

#### 5.1.1.1. Especificaciones y prestaciones

<b>Medidas</b>	265 mm x 370 mm x 510 mm.
<b>Peso</b>	18.5 kg.
<b>Interfaz de usuario</b>	Portátil o Tablet PC.
<b>Cámara</b>	Cámara digital de alta resolución integrada.
<b>Precisión</b>	4-6 mm.
<b>Tamaño del punto Láser</b>	Desde 0 – 50 m: 4 mm.
<b>Alcance</b>	300 m.
<b>Velocidad máxima de escaneo</b>	hasta 50000 puntos/segundo.
<b>Densidad de escaneo</b>	< 1 mm en todo el rango.
<b>Láser</b>	3R de color verde visible.
<b>Iluminación</b>	Trabaja tanto con luz solar brillante como oscuridad completa.
<b>Campo de visión</b>	360º en horizontal y 270º en vertical como máximo.
<b>Fuente de alimentación</b>	36 V; CA o CC; Red eléctrica.
<b>Rotación</b>	Rotación vertical sobre una base que rota horizontalmente.

Tabla 5.1: Especificaciones y prestaciones ScanStation 2

### **5.1.2. ScanStation P40**

Para el uso de este nuevo sistema hemos recibido la ayuda de un antiguo alumno de la Universidad Politécnica de Valencia (ETSITGC), comercial de la compañía Leica, que se ha ofrecido a enseñarnos uno de los últimos modelos de estación láser que ha desarrollado la compañía, el ScanStation P40, desarrollado en 2015 junto con el modelo P30. Con este nuevo aparato podremos ampliar las prestaciones para nuestro proyecto, además de comparar los resultados escaneados y determinar cuál sería el láser escáner óptimo para que dicho proyecto se desarrolle con total normalidad.

En un primer vistazo, sorprende su tamaño más compacto, más fácil y cómodo de transportar, posee una alimentación mediante baterías, lo cual permite una mayor portabilidad y productividad (no hay cables de alimentación). Permite escanear una mayor cantidad de puntos, de hasta 1000000 por segundo con alcances de hasta 270 m. Todo esto, reduce el tiempo de escaneado, de manera que completamos el muestreo de todo el hangar de la Universidad Politécnica de Valencia (ETSID) en tan solo 2 horas.

Cabe destacar que ScanStation P40 dispone de un panel táctil de control integrado, por lo que resulta mucho más cómodo y sencillo de trabajar (evitamos estar constantemente transportando el ordenador de una estación a otra); en él se puede configurar los escaneos y guardar los proyectos, además de modificar cualquier escaneado siempre que se vea oportuno. Otro punto a favor es que cuenta con un haz láser no visible de clase 1, el cual es seguro (no nocivo) en todas las condiciones de utilización razonablemente previsibles, incluyendo el uso de instrumentos ópticos en visión directa.

El láser escáner ScanStation P40 dispone también de un trípode telescópico para realizar los estacionamientos, así como de un set de dianas, que permitirán realizar un escaneado completo desde cualquier posición.

Las diferencias encontradas entre este aparato y el anterior han sido enormes, ScanStation P40 es mucho más manejable y ahorra mucho tiempo de trabajo, ya que lo que ScanStation 2 ha conseguido en 4 días, ScanStation P40 lo ha superado en tan solo unas horas de trabajo, alcanzando incluso mejores resultados.



Figura 5.4: panel táctil equipo Leica P40

### 5.1.2.1. Especificaciones y prestaciones

<b>Medidas</b>	238 mm x 358 mm x 395 mm.
<b>Peso</b>	12.25 kg.
<b>Interfaz de usuario</b>	Pantalla táctil a color para control integrado del escáner.
<b>Cámara</b>	Compatible con Canon EOS 60D y 70D.
<b>Precisión de alcance</b>	1.2-3 mm.
<b>Precisión angular</b>	8" horizontal y 8 " vertical.
<b>Precisión de posición 3D</b>	3 mm a 50 m; 6 mm a 100 m.
<b>Alcance</b>	Mínimo 0.4 m y máximo 270 m.
<b>Velocidad máxima de escaneo</b>	hasta 1000000 puntos/segundo.
<b>Resolución</b>	4 megapíxeles.
<b>Memoria</b>	Unidad de estado sólido (SSD) interna de 256 GB o USB externo.
<b>Ruido</b>	0.4 mm rms a 10 m; 0.5 mm rms a 50 m.
<b>Campo de visión</b>	360º en horizontal y 290º en vertical como máximo.
<b>Fuente de alimentación</b>	24 V de CC, 100–240 V de CA.
<b>Rotación</b>	Rotación vertical sobre una base que rota horizontalmente.

Tabla 5.2: Especificaciones y prestaciones ScanStation P40

### 5.1.3. Ordenador de estudio en campo

La función de este ordenador será la de controlar el láser escáner. Para ello se hace uso del Software Cyclone de la compañía Leica, donde se podrá comprobar que los escaneos se realizan de manera correcta y perpetrar la eliminación de aquellos puntos que sean irrelevantes. Este ordenador solo será necesario para los escaneos

del ScanStation 2, puesto que, como se ha comentado anteriormente, la estación P40 ya dispone de panel táctil de control en uno de los laterales.

#### **5.1.4. Ordenador de procesado**

Para llevar a cabo las tareas de suavizado y refinamiento de los puntos, se utilizará el Software 3DReshaper, disponible en los ordenadores del laboratorio de fotometría de la Universidad. Con este Software se consigue el mallado de la estructura total del helicóptero BO 105 (y posteriormente se puede conseguir el mallado de cualquiera de sus partes, como la de las palas del rotor). Esta nube de puntos que ha sido importada de Cyclone a 3DReshaper también podrá ser importada a otros Software de tratamiento de CAD como ANSYS Fluent.

#### **5.1.5. Ordenador personal**

Una vez obtenidos los resultados en la estación de trabajo y completado el postprocesado de los datos, toda la información se transcribirá a un ordenador personal para la realización de la memoria. Esta deberá incluir toda la información detallada, imágenes ilustrativas que faciliten la comprensión del texto y los resultados obtenidos de esta investigación.

Debido al enorme espacio ocupado por las nubes de puntos y los mallados, sería imposible el uso de un ordenador común para procesar tal cantidad de datos; por esa razón se han utilizado los ordenadores de la universidad, son más potentes y capaces de manejar todos los datos analizados.

El ordenador personal que se ha utilizado para la realización de la memoria se trata un Asus, modelo K55V, de 2012, con procesador Intel Core i7. Todo el trabajo realizado con este ordenador ha sido fuera de nuestra zona de trabajo, ya que cuando nos encontrábamos allí se han manejado o los ordenadores de la universidad o el ordenador de estudio en campo

Los software empleados en este ordenador han sido:

-  Microsoft Office Word: para la realización de la memoria.
-  Microsoft Office Excel: para la realización del presupuesto y de las tablas.
-  BeFunky y Fotor: para la edición de las imágenes y gráficos.
-  Microsoft Movie Market: para la edición de los videos.
-  Autodesk Inventor Professional 2013: para el diseño del perfil NACA 23012
-  Ansys Fluent 16.0: para el cálculo computacional con el perfil NACA 23012.

## 6. METODOLOGÍA

### 6.1. VISIÓN GENERAL

Utilizar un escáner láser en la captura de un determinado objeto no es sólo apretar un botón y esperar a que se obtengan los resultados. Se requiere un profundo conocimiento del equipo y del proceso de escaneado. Algunos pasos del proceso de escaneado son bastante automáticos mientras que otros todavía requieren una labor intensa. En este capítulo se discutirá el proceso del escaneado láser terrestre.



Figura 6.1: Método general de trabajo con escáner láser terrestre

### 6.2. PLANIFICACIÓN

De momento no hay ningún proceso estándar para la planificación de un escaneado láser terrestre. Pero debe presentar como mínimo los siguientes apartados:

- ✚ Determinar los objetivos.
- ✚ Análisis del área a levantar.
- ✚ Determinar las técnicas de medición y el equipamiento.
- ✚ Gestión de los datos

#### 6.2.1. Determinar los objetivos del trabajo

Uno de los puntos clave cuando se escanea un objeto son las necesidades o finalidad con la que se realiza el trabajo. surgen preguntas, las cuales nos ayudan a determinar los objetivos de nuestro trabajo:

- ✚ ¿Por qué queremos que se documente ese objeto y qué se quiere hacer con los datos de la documentación?

La justificación de la necesidad de documentar un objeto cualquiera puede proporcionar una idea acerca de los requerimientos en los resultados, en la precisión o en la calidad del trabajo.

- ✚ ¿Qué resultados necesita?

Se necesita definir los documentos a entregar. Estos documentos pueden ser desde planos 2D y elevaciones hasta modelos 3D o incluso animaciones 3D. O incluso elegir únicamente la nube de puntos cruda con la finalidad de archivarla. Particularmente importante es el nivel de detalle (tamaño de los elementos más pequeños) de los documentos a entregar porque ello ayuda a determinar la resolución (densidad de puntos).

### **6.2.1.1. Objetivos con el Helicóptero BO 105**

El BO 105 es un helicóptero utilitario ligero polivalente bimotor desarrollado por el fabricante aeronáutico alemán Bölkow en Stuttgart, Alemania. El Bo 105 fue producido por la compañía Messerschmitt-Bölkow-Blohm (MBB) hasta 1991, año en el que pasó a formar parte del Grupo Eurocopter. Eurocopter continuó la producción de este modelo hasta el año 2001, momento en el que fue reemplazado en la línea de producción por el Eurocopter EC 135. El Bo 105 es el helicóptero con dos motores más pequeño del mundo.

Una de las claves del éxito del Bo-105 reside en su rotor principal rígido de 4 palas, de construcción mixta, con cabeza de titanio y patas de plástico reforzado con fibras de vidrio, obteniéndose una gran duración del conjunto que además elimina vibraciones, mejora las cualidades del vuelo y proporciona una excelente maniobrabilidad al tiempo que su configuración de cuatripala presenta casi nula detectabilidad por el radar, condición muy deseable en las versiones de ataque y reconocimiento, y cuyas reducidas dimensiones favorecen las tomas y despegues en espacios restringidos.



*Figura 6.2: Helicóptero Hangar Universidad Politécnica de Valencia*

En nuestro caso se dan dos opciones de toma de datos:

1. Realizar la toma de datos de un objeto 3D de grandes dimensiones:

Se trata del helicóptero BO 105 situado en el hangar perteneciente a la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Diseño "ETSID", situada dentro de la Universidad Politécnica de Valencia.

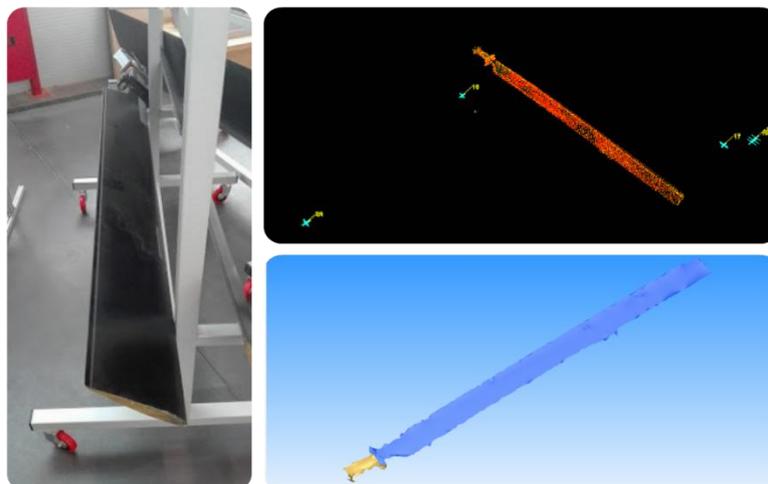
El objetivo es obtener una medición 3D de la totalidad del helicóptero con precisión milimétrica para su posterior utilización con fines lúdicos y formativos. Una vez obtenido el escáner de puntos, se podrán obtener planos y perspectivas de todos los ángulos del helicóptero.



*Figura 6.3: Estudio del Helicóptero BO 105*

2. Realizar la toma de datos de un objeto 3D de menores dimensiones:

En este caso nos centraremos en el estudio de las palas del rotor del Helicóptero BO 105 del hangar, con esta medición en 3D, se espera obtener resultados más precisos, para su posterior estudio aerodinámico.



*Figura 6.4: Estudio de las palas del Helicóptero BO 105*

### **6.2.2. Análisis del área a levantar**

Analizar qué tipo de información se necesita del objeto a modelar nos da una idea de la complejidad y del tiempo necesario para llevar a cabo la tarea. La resolución requerida y la precisión de la documentación vienen condicionadas por la escala del levantamiento o por la entidad mínima reconocible en los productos finales que se entregan.

No sólo es necesario proporcionar información útil del objeto en cuestión sino también de sus alrededores. El lugar puede estar emplazado en un lugar disperso con obstrucciones, limitando los estacionamientos posibles, o puede incluso haber restricciones temporales para acceder al lugar.

Indirectamente, los emplazamientos posibles del escáner láser determinan el alcance máximo y mínimo que el escáner debe cumplir.

Con el estudio realizado previamente se puede tomar una decisión acertada acerca de la técnica más adecuada. El escaneado láser es una técnica altamente desarrollada, sin embargo, no siempre es la solución más efectiva. Las razones que nos llevan a elegir el láser escáner son, entre otras, las siguientes:

- ✚ Estructuras de superficies muy complejas (formas orgánicas).
- ✚ Necesidad de medición de superficies en lugar de mediciones puntuales.
- ✚ Datos que puedan ser usados por un equipo multidisciplinar para diferentes propósitos.

### **6.2.3. Determinación de las posiciones óptimas del escáner láser**

Una vez recopilada la información del sitio a documentar y elegido el escaneado láser como la mejor técnica posible para ello, hay que planificar el emplazamiento del equipo láser escáner así como los puntos de referencia.

Las posiciones óptimas para el estacionamiento del escáner se deben elegir de manera que garanticen una máxima cobertura y precisión y, al mismo tiempo, se minimice el número de inicializaciones.

La precisión de la medición depende del diámetro de la huella del láser, teniendo en cuenta que el ángulo de incidencia y el alcance son de gran importancia para determinar la posición del escáner.

Si se desea una posición óptima del escáner es recomendable seguir esta serie de pautas:

- ✚ Comprobar que las posiciones cubren la mayor área posible sin obstáculos en la línea de vista y que se producen las menos sombras posibles.

- ✚ Comprobar que se cumplen los alcances mínimo y máximo para alcanzar la precisión requerida. Cuanto mayor sea la distancia al objeto, obviamente menor será la precisión y la resolución.
- ✚ Minimizar la aparición de pequeños ángulos de intersección. Con ángulos muy agudos el haz láser no se refleja tan bien.
- ✚ Intentar reducir el número de estacionamientos.

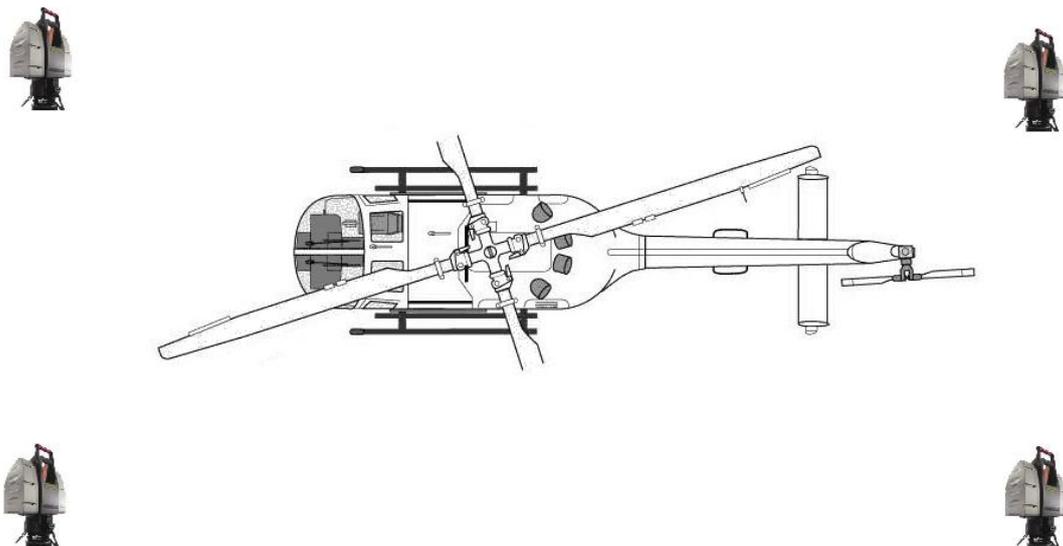
### **6.2.3.1. Posiciones óptimas del escáner para el Helicóptero B0 105**

Tras establecer la posición de las dianas, se realiza el estudio que determina los lugares óptimos para colocar el láser escáner, atendiendo al número máximo de dianas que son visibles desde cada uno. Estos escaneados deben realizarse con la máxima precisión posible, ya que posteriormente los resultados serán transcritos al software Cyclone.

#### **6.2.3.1.1. ScanStation 2**

En total se tomaron puntos desde 7 estaciones diferentes para poder tener todos los flancos del helicóptero cubiertos, ya que no debe quedar ninguna posición en sombra o sin cubrir, para que el registro se realice correctamente.

Los estacionamientos realizados con el láser escáner ScanStation 2 son: cuatro estaciones, una en cada lado del helicóptero, dos estaciones más en la parte interior del helicóptero, y una más en una superficie elevada para poder analizar la parte superior del helicóptero. A continuación se muestra un cuadro con todas las estaciones mencionadas:



*Figura 6.5: Posicionamiento escáner láser en planta*



*Figura 6.6: posicionamiento escáner láser en perfil*

Podemos observar las perspectivas de algunas de las posiciones del escáner, en estas imágenes se pueden identificar gran parte de las dianas dispuestas en el entorno del aparato, imprescindibles para el escaneo total del helicóptero BO 105.



*Figura 6.7: Estacionamiento del láser escáner ScanStation 2*

### 6.2.3.1.2. ScanStation P40

Con ScanStation P40 registraremos de forma simultánea los dos vehículos expuestos en el hangar de la universidad: el caza Dassault Mirage F1 y el Helicóptero BO 105. En total se tomaron puntos desde 8 estaciones diferentes para poder tener todos los flancos de ambos aparatos cubiertos, ya que no debe quedar ninguna posición en sombra o sin cubrir, para que el registro se realice correctamente.

Los estacionamientos realizados con el láser escáner ScanStation P40 son: 1 en cada esquina del conjunto de los aparatos, 2 desde el suelo para poder barrer las partes inferiores y 2 desde la pasarela del hangar para las superficies superiores, consiguiendo así un análisis global de ambos vehículos. A continuación se muestra un cuadro con todas las estaciones mencionadas:

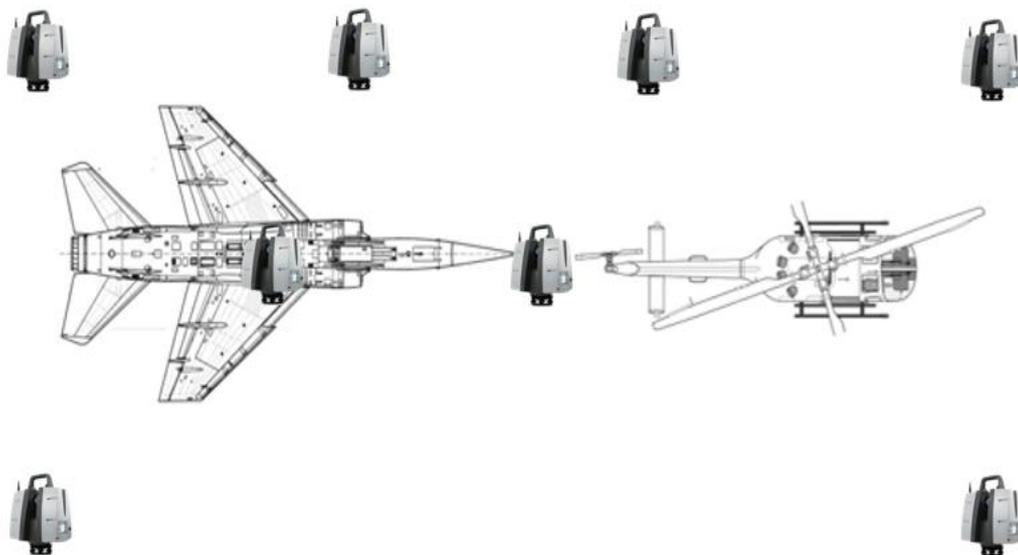


Figura 6.8: Posicionamientos escáner P40

Una vez realizados todos los estacionamientos mencionados anteriormente, se elegirá aquellas zonas que sean relevantes para nuestro estudio, es decir, el helicóptero y sus palas del rotor, ya que este proyecto no se centra en el escaneado del Dassault Mirage F1.

### 6.2.4. Determinación de las posiciones óptimas de los puntos de referencia

Además de las posiciones óptimas del escáner; los tipos de puntos de referencia, sus posiciones y su configuración geométrica también son importantes.

Los puntos de referencia se usan principalmente para registrar los escaneados realizados desde diferentes posiciones. Existe una gran variedad de estos puntos de referencias, más conocidos como dianas: retroreflectantes, esféricas, de papel, prismas...

Se debe intentar colocar las dianas lo más ampliamente posible, en todas direcciones (suelo, paredes, y cualquier tipo de superficies), ya que si todas las dianas están en una sola línea, tendremos un solo grado de libertad, y la rotación será en torno a esa línea.

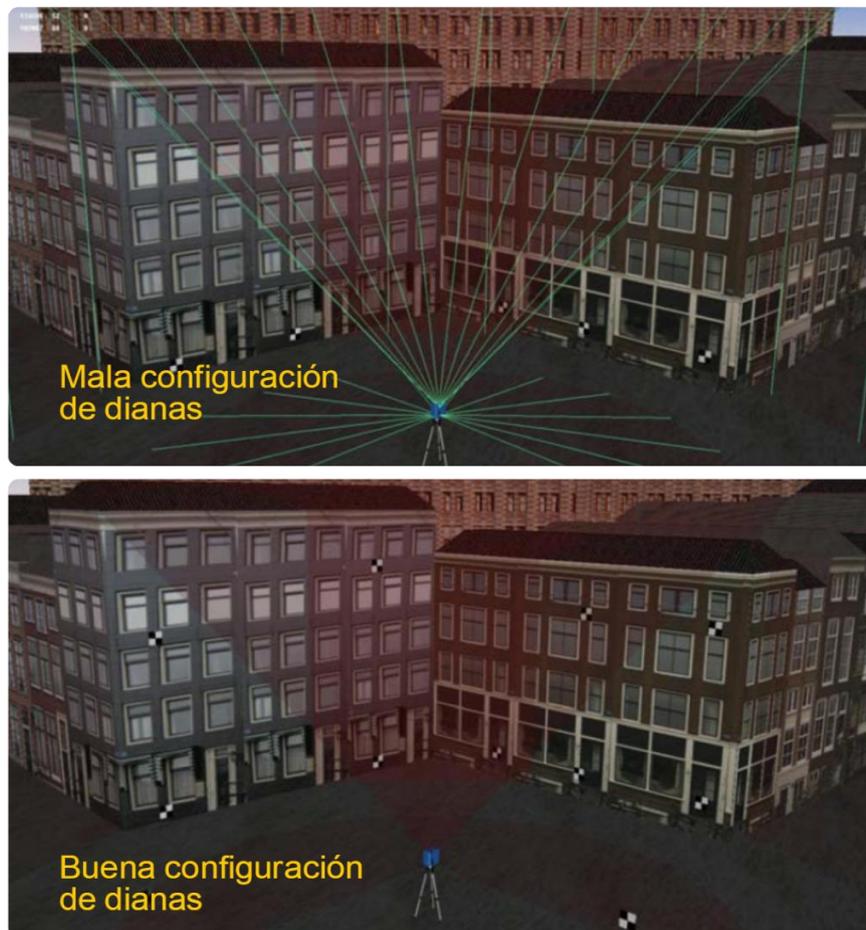


Figura 6.9: Posicionamiento de los puntos de referencia

Para el caso práctico que se va a detallar a continuación, se utilizan dianas espaciales retroreflectantes y esféricas. Estas dianas están diseñadas para reflejar la mayor parte del haz láser. El escáner puede, entonces, detectar automáticamente estas dianas y, tras un escaneado de mayor resolución, determinar el centro exacto ajustando una superficie primitiva a la nube de puntos medida.

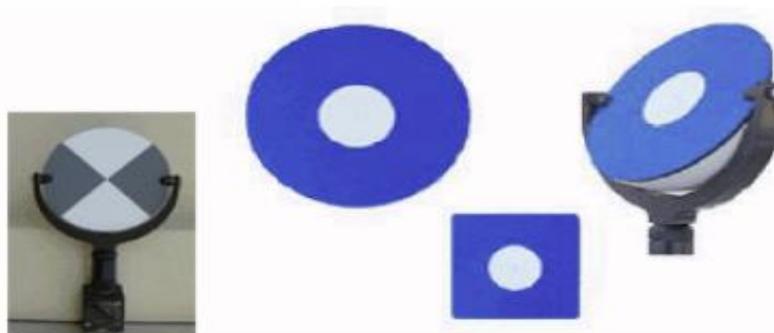


Figura 6.10: Tipos de dianas artificiales utilizadas

### 6.2.4.1. Posiciones óptimas de las dianas en el Helicóptero B0 105

En este caso el objeto a analizar está fijo, con lo cual, se debe rodear por completo el helicóptero para realizar una medición eficaz.

Estos puntos de referencia han sido en realidad dianas distribuidas alrededor del helicóptero, de manera que se toman mediciones de dichas dianas desde todas las estaciones realizadas en el hangar. Estas dianas serán los elementos que tengan en común todas las estaciones. Obviamente todas las dianas no se encuentran a la misma altura, sino que se ha jugado con la distribución combinando diferentes alturas y posiciones.

Posteriormente se realiza un registro de los puntos analizados para obtener una imagen 3D del objeto.

#### 6.2.4.1.1. ScanStation 2

El instrumento elegido en primer lugar para realizar la medición ha sido el láser escáner ScanStation 2 de Leica, cuya precisión es de 2 mm de desviación estándar. Con respecto a la resolución del escaneo:

- El tamaño del punto es de 4.5 mm (FWHH) y 7 mm (Gaussian).
- La resolución horizontal y vertical es seleccionable, con un espaciado mínimo de menos de 1 mm en todo el rango.
- El campo de visión es de 360° horizontal y 270° en vertical.

Para este determinado estudio, se dispuso de un total de 21 dianas diferentes, repartidas alrededor del helicóptero: 5 en el suelo, 15 repartidas entre las paredes, y 1 sobre el patín del helicóptero. Con esta distribución nos aseguramos que la mayoría de estos puntos de referencia sean identificados desde todas las posiciones desde las que se han realizado los barridos. A continuación se muestra la distribución de dianas con ScanStation 2:

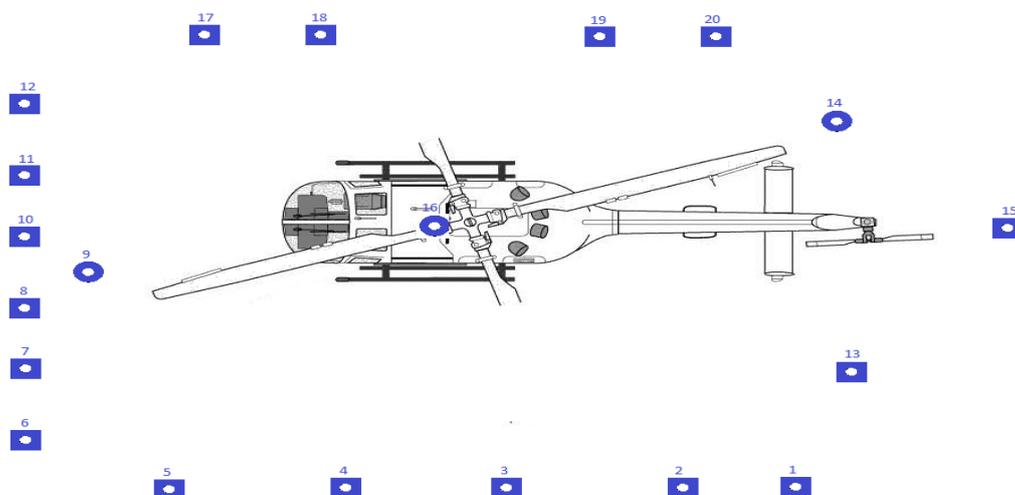


Figura 6.11: Distribución de dianas con ScanStation 2

### 6.2.4.1.2. ScanStation P40

Más tarde, con la ayuda de un comercial de Leica, se comparan los resultados obtenidos anteriormente con los que nos proporcionará ScanStation P40 de Leica, cuya precisión es de 0.5 mm de desviación estándar. Con respecto a la resolución del escaneo:

- El tamaño del punto es de 2.5 mm (basado en FWHH) y 5 mm (basado en Gaussian).
- La resolución horizontal y vertical es seleccionable, con un espaciado mínimo de menos de 0.1 mm en todo el rango.
- El campo de visión es de 360° horizontal y 290° en vertical.

Para este determinado estudio, se dispuso únicamente de un total de 3 dianas colocadas en diferentes posiciones, repartidas alrededor del helicóptero y del caza, ya que en este caso se escanean los dos vehículos simultáneamente. Con esta distribución nos aseguramos que estos puntos de referencia sean identificados desde todas las posiciones desde las que se han realizado los barridos. Por supuesto, el hecho de colocar tan solo 3 dianas es una característica ventajosa de este aparato en comparación con ScanStation 2, donde colocamos hasta 21 dianas.

A continuación se muestra la distribución de dianas que se ha establecido con ScanStation P40:

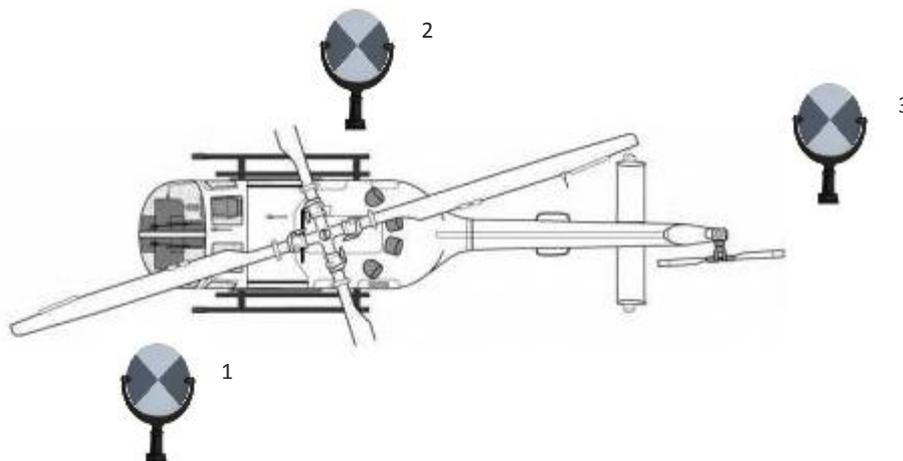


Figura 6.12: Disposición de las dianas con ScanStation P40

Con estas características se suponen óptimos los instrumentos elegidos, tanto el ScanStation 2 como el P40, ya que para el fin que perseguimos, la precisión de medición supera la demandada, con lo cual, siempre se encontrarán los puntos medidos dentro del rango de tolerancia.

### **6.2.5. Gestión de datos**

La gestión de datos debe ser considerada cuando se empieza la planificación del levantamiento. Un escáner láser captura miles de puntos por segundo y por tanto, el conjunto de datos se hace muy grande en poco tiempo. Por esto, se necesita un equipo capaz de almacenar, procesar y archivar todos los datos.

Para entender el almacenamiento de datos, será necesario conocer los formatos de ficheros más comunes. Los formatos de los ficheros determinan la precisión y la cantidad de información que se puede almacenar en el archivo. Algunos formatos guardan las coordenadas con precisión simple en punto flotante (32 bits), mientras otros lo hacen con precisión doble en punto flotante (64 bits). Cuando se almacenan las coordenadas euclídeas relativas o absolutas de los puntos, esto puede no ser importante, pero algunos escáneres almacenan sus datos en coordenadas polares. En este caso, la precisión del punto flotante es muy importante. Estas diferencias se deben tener en cuenta cuando se realiza una conversión entre diferentes formatos.

Algunos formatos solo contienen la información del punto (coordenadas  $x$ ,  $y$ ,  $z$ ), mientras otros añaden más información como el color o la reflectividad, las normales de los puntos, la posición del escáner, etc.

Como el escáner captura grandes cantidades de datos, se toman mucho más puntos de los que realmente se necesitan, sin embargo puede darse el caso de que esta información se use más tarde, por lo que es importante archivar los datos y mantenerlos accesibles por un largo periodo de tiempo. El hecho de archivar datos se ha convertido, en sí mismo, en un problema importante por la necesidad de espacio de disco.

## **6.3. TRABAJO DE CAMPO**

### **6.3.1. Preparación del levantamiento**

La fase de preparación del levantamiento incluye la toma de decisión de la técnica de registro a usar. Estas técnicas se pueden subdividir en tres categorías: registro mediante resección de dianas escaneadas, registro mediante estacionamiento en puntos de referencia conocidos y registro utilizando constreñimientos punto a punto.

### **6.3.2. Estacionamiento del escáner**

Los pasos llevados a cabo para el estacionamiento del escáner han sido los siguientes:

- Montaje del trípode: Se abre el trípode y se extienden sus patas. Hay que asegurarse de que el trípode está en un suelo estable. Normalmente, el escáner se coloca a la altura de los ojos. Cuando la superficie del suelo tiene que ser escaneada es mejor una posición más alta porque proporciona un mejor ángulo de inclinación.
- Sujetar el escáner al trípode colocándolo sobre él y anclándolo.

- Dependiendo de la técnica de registro, el escáner se deberá poner sobre un punto de referencia conocido.
- Nivelar el escáner. El escáner posee tres ruletas que se pueden ajustar para que quede lo mas horizontal posible con respecto al suelo. Además la nivelación nos lo indica una superficie que presenta una burbuja en su interior, esta debe estar lo más centrada posible.

A continuación se muestra una guía visual del estacionamiento del láser escáner, desde el paso 1 hasta el 7.

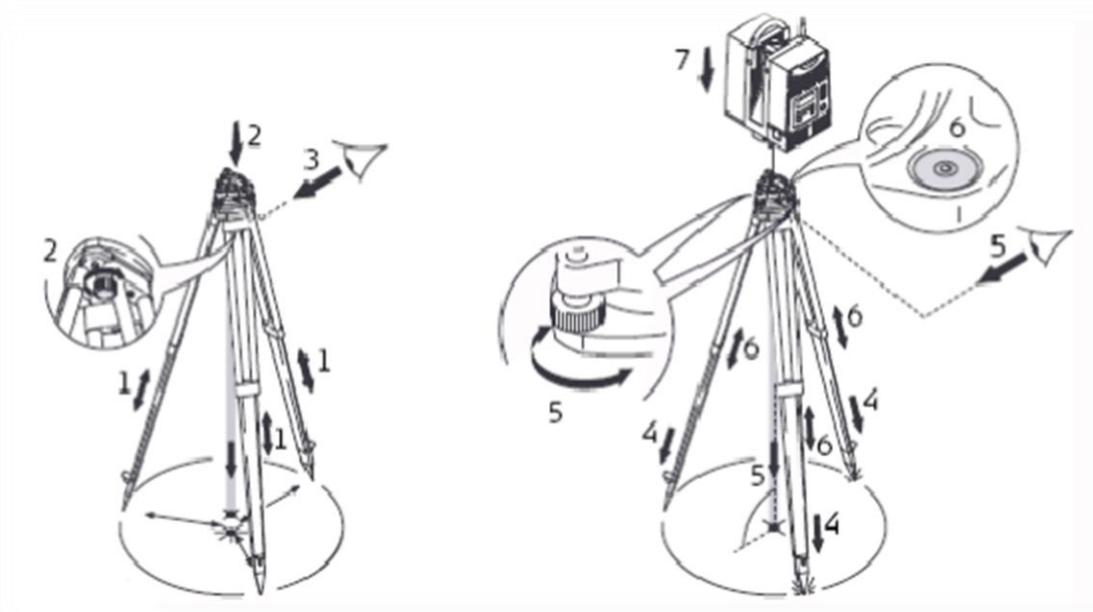


Figura 6.13: Estacionamiento de un escáner láser

### 6.3.3. Conexión del escáner

En este apartado se repasa la puesta en marcha de un escáner Leica utilizando el software Cyclone Scan.

Pasos a seguir:

1. Desbloquear el escáner y girarlo para comprobar que queda desbloqueado.
2. Quitar las tapas de las ventanas.
3. Enchufar el cable de corriente.
4. Encender el escáner y esperar a que se quede fija la luz vez (Ready).
5. Enchufar el cable de red.

Para empezar a escanear hay que seleccionar en primer lugar el escáner. A partir de aquí, el proceso consiste en:

1. Seleccionar una BBDD.
2. Crear y abrir un proyecto.
3. Conectar el escáner (icono en forma de enchufe).
4. Seleccionar el nombre del estacionamiento (ScanWorld) y el nombre del escaneado (Scan).

Es recomendable sacar las herramientas a la derecha seleccionándolas en el menú Window.

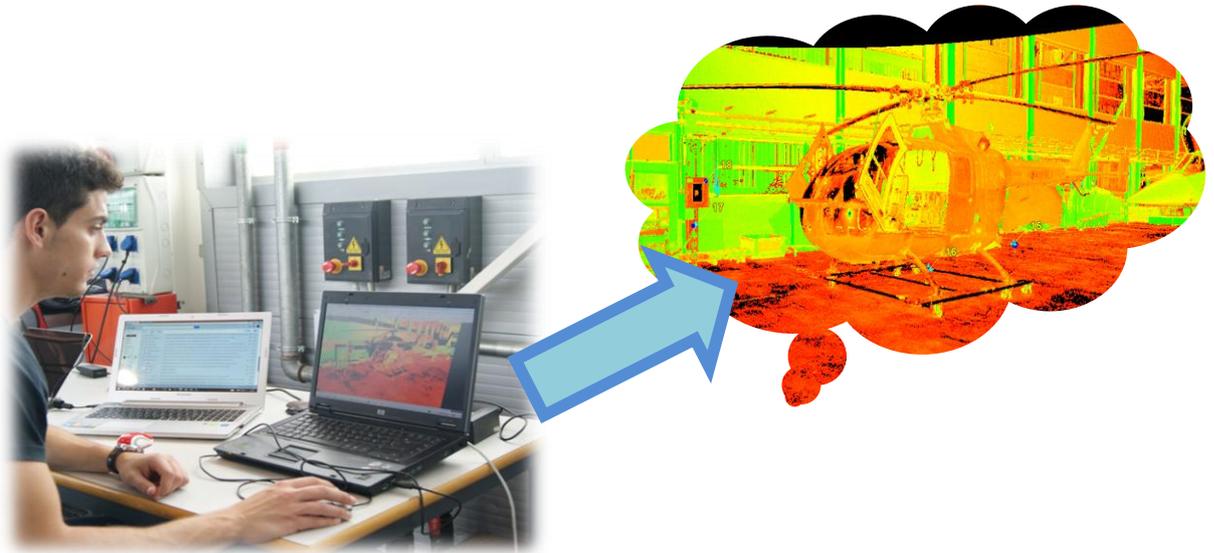


Figura 6.14: Simulación con el software Cyclone Scan.

#### **6.3.4. Ajustes del escáner**

Cuando el programa de control del escáner ya ha establecido conexión con el escáner, hay que especificar los parámetros que se van a usar en el proceso de escaneado.

##### **6.3.4.1. Definición del área a escanear**

A continuación definimos la ventana de actuación del escáner. La mayoría de los escáneres pueden escanear 360° totalmente, pero en muchos casos no será necesario. Los aparatos utilizados en el desarrollo de este proyecto presentan un campo de visión de 360° en horizontal y 270° (ScanStation 2) ó 290°(ScanStation P40) en vertical. El programa presenta varias opciones para definir el área a escanear por defecto:

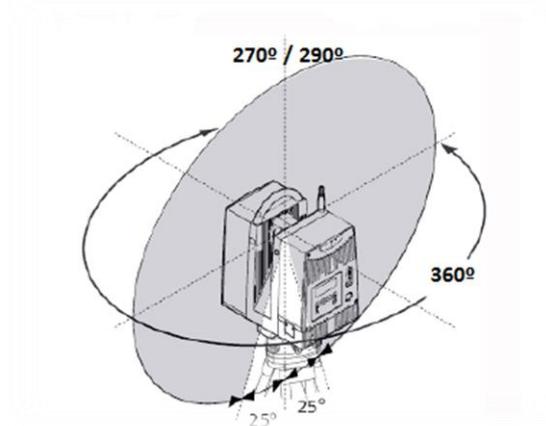


Figura 6.15: Campo de visión del láser escáner ScanStation 2 y P40

- Definir manualmente a través del botón QuickScan. Para ello, se definen los límites, "a ojo" con el punto de mira, izquierdo y derecho de digitalización, pulsando al botón plateado del escáner. La operación finaliza con la definición de los límites verticales de escaneado.
- Mediante la captura de fotografías por parte del escáner. En este caso, habría que indicarle el tipo de exposición (interior, exterior o definida por el usuario) y pulsar Image. Con este método, primero se captura una imagen de la escena, para luego seleccionar sobre la imagen el área que se quiere escanear.



Figura 6.16: Definición del área a escanear

### 6.3.4.2. Resolución

La resolución se define como la distancia entre dos puntos medidos consecutivamente, y de esta manera determina la densidad de puntos de la nube. No se debe confundir resolución con precisión, ya que definen diferentes aspectos del escaneado.

La resolución se define en el proceso de escaneado en las direcciones horizontal y vertical para una distancia determinada. El escáner calcula de manera aproximada el tiempo de captura de los datos. La digitalización comienza cuando se pulsa Scan. La captura de datos durante el proceso de digitalización puede visualizarse abriendo el ModelSpace correspondiente. Cuando se digitalicen las dianas, se producen dos tipos de escaneado, grosero (primero) y fino (segundo). Conviene comprobar que el escaneado se produce realmente en el centro de las mismas sobre todo durante la etapa de escaneado fino.

Hay que decir que cuánto más alta sea la resolución, se necesitará escanear más puntos y, por tanto, se tardará más. Además del tiempo, el tamaño de los datos almacenados también aumenta.

Como la mayoría de los escáneres trabajan con un ángulo constante entre dos puntos consecutivos, la resolución del escáner estará definida para una cierta distancia al escáner. Los puntos escaneados a una distancia mayor tendrán una resolución menor, mientras que los puntos más cercanos tendrán una resolución más alta. Generalmente, se aconseja tomar un punto de muestra en la zona más alejada del escáner.

En el manual del láser escáner, aparecen tablas que muestran la resolución efectiva a varias distancias para cada configuración de ajustes. English Heritage, una institución del Reino Unido con bastante experiencia en la gestión de entornos históricos, creó una tabla que ayuda a determinar la apropiada resolución en función del tamaño:

feature size	example feature	point density required to give 66% probability that the feature will be visible	point density required to give a 95% probability that the feature will be visible
10000mm	large earth work	3500mm	500mm
1000mm	small earth work/ditch	350mm	50mm
100mm	large stone masonry	35mm	5mm
10mm	flint galleting/large tool marks	3.5mm	0.5mm
1mm	Weathered masonry	0.35mm	0.05mm

Figura 6.17: Densidades de puntos apropiadas (resoluciones) para elementos de distinto tamaño

### 6.3.4.3. Filtrado Inicial

Mientras se escanea, nos podemos descartar de aquellos puntos que no sean relevantes. Existen diferentes opciones: filtrado por distancia, por el valor de la reflectividad, o una combinación de ambos. Estos filtros primarios se pueden usar para asegurar que los datos relevantes se encuentran dentro del rango de distancias de precisión límite del escáner o para eliminar los puntos con poca reflectividad porque seguramente no tendrán bastante precisión.

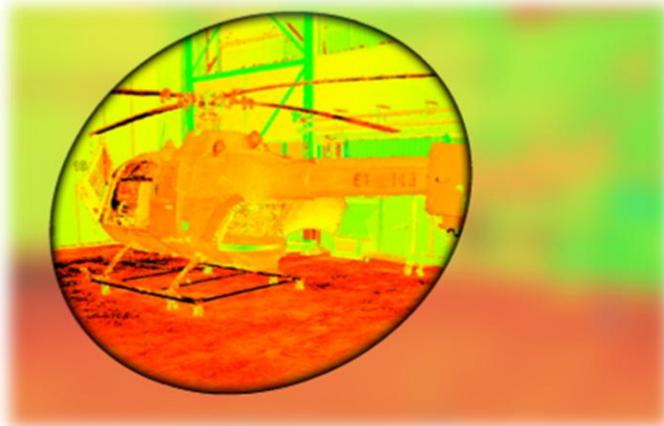


Figura 6.18: Filtrado inicial de la zona relevante



Figura 6.19: Filtrado completo

## 6.4. TOMA DE DATOS

### 6.4.1. Escaneado de un objeto cualquiera

Una vez se ha determinado el campo de visión y se ha fijado la resolución más adecuada, se puede empezar a escanear. El proceso de escaneado es totalmente automático. Tras apretar el botón de control en el programa de control del escáner o directamente en el control del escáner (según el modelo que se vaya a utilizar), el escáner se mueve al punto de inicio y empieza a tomar puntos. Estos puntos se almacenan en el ordenador portátil o en la memoria interna del escáner. Cuando el ordenador está conectado al escáner, los puntos se visualizan directamente en tres dimensiones en la pantalla y dan una vista del área que se está escaneando. Después del escaneado es conveniente comprobarlo por si hubiera obstrucciones imprevistas que provoquen zonas ocultas en los datos.

En la mayoría de los programas de control del escáner, la definición de la zona de escaneado y los parámetros de los ajustes pueden programarse de manera que se pueden escanear múltiples regiones de forma consecutiva con diferentes resoluciones. Se puede crear un script para que se escaneen unas áreas específicas con una mayor resolución mientras que el escáner está trabajando, de modo que los elementos mejor definidos se usen en el registro.



Figura 6.20: Escaneo de ScanStation 2

Figura 6.21: Escaneo de ScanStation P40

Según la resolución elegida y el área escaneada, el proceso de escaneo puede durar desde pocos minutos hasta varias horas. Durante este tiempo es apropiado tomar notas del levantamiento o hacer un croquis del entorno, si no se hicieron en la fase de planificación. El croquis y las notas del levantamiento deberían mostrar y describir los objetos escaneados, las posiciones de las dianas numeradas y los estacionamientos del escáner, así como condiciones externas específicas que puedan influenciar el escaneo y los ajustes establecidos.

#### **6.4.2. Escaneo de dianas o puntos de referencia**

Cuando se utilizan puntos de referencia artificiales o naturales para registrar las nubes de puntos, es necesario etiquetar y medir estos puntos con mucha precisión.

Debido a la velocidad limitada de los escáneres basados en tiempo de vuelo, el escaneo se realiza en dos fases. Primero, el objeto se escanea con una resolución adecuada para obtener la resolución pedida en los resultados finales. En una segunda fase, las dianas se escanean a mayor resolución para obtener una mayor precisión en la determinación de su centro.

Después de terminar el escaneo global (primera fase), muchos programas de control poseen herramientas para detectar automáticamente las dianas. Como estas dianas están hechas de un material altamente reflectante, su valor de reflectividad es mucho mayor que el de su alrededor. Sin embargo, como estas herramientas automáticas a menudo dan resultados erróneos, es aconsejable que siempre se comprueben los resultados y nos aseguremos de que no se queda ninguna diana por tomar. En el caso de ScanStation 2 de Leica, se ha tenido que introducir manualmente las dianas que han tomado parte en la medición, pero cuando se ha utilizado un modelo más sofisticado como es el P 40 de Leica, no ha hecho falta numerar las dianas manualmente, puesto que este las identificaba como puntos de referencia automáticamente de manera muy precisa.

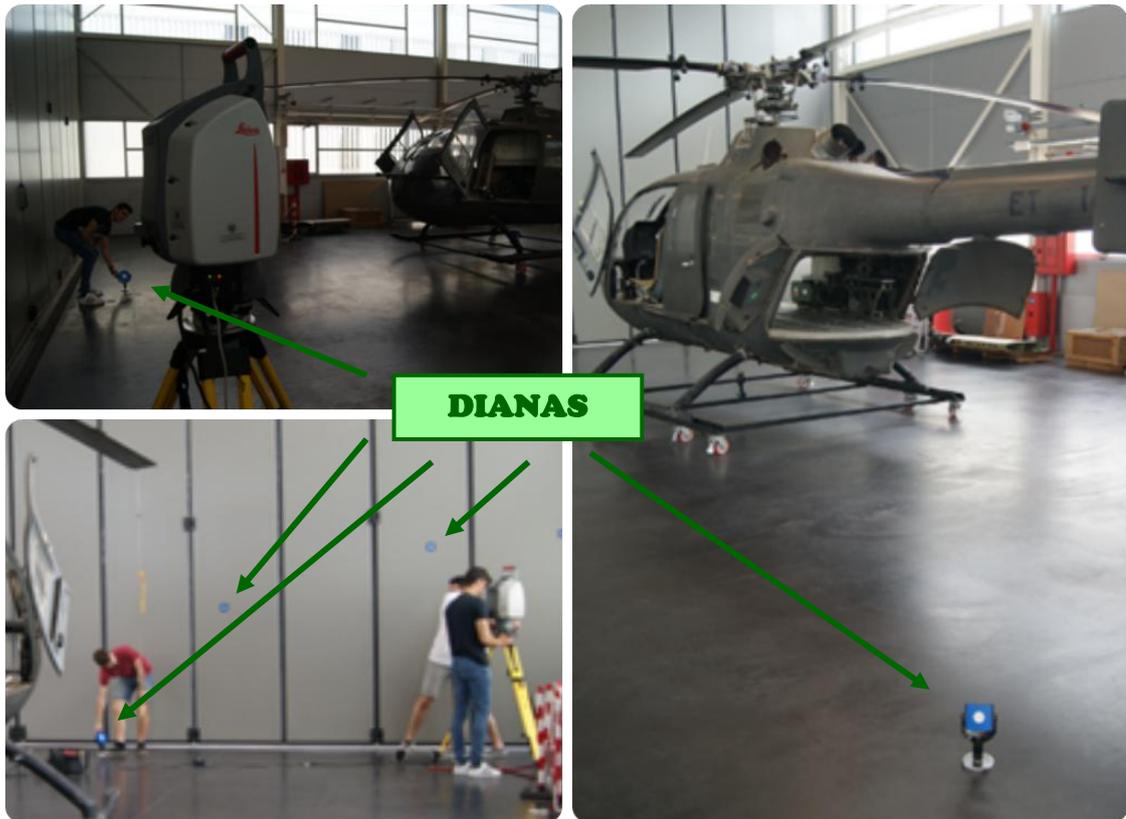


Figura 6.22: Posicionamiento y escaneo de las dianas o puntos de referencia

Una vez conocemos las posiciones aproximadas de las dianas, se escanean con una resolución muy alta (segunda fase). El programa de control del escáner puede ajustar automáticamente una forma específica de la diana a la diana y determinar el centro exacto.

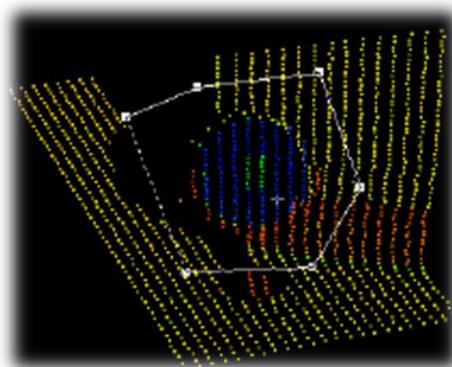


Figura 6.23: Escaneo de alta resolución de una diana

Algunas veces se utilizan puntos de detalle en lugar de dianas, o bien junto con éstas. Un punto de detalle es un punto geométrico altamente distinguible y que puede ser localizado con mucha precisión gracias a su forma. Estos puntos también se escanean con una resolución muy alta. Es bueno poner manualmente el vértice para estos puntos de referencia naturales y etiquetarlos en el momento para evitar problemas de interpretación en la fase de procesamiento.

Es importante saber que la última generación de escáneres basados en fase escanean a muy alta velocidad los 360°; a muy alta resolución puede llevar entre 5 y 10 minutos. Las dianas se escanean a alta resolución, por lo que no tienen que ser escaneadas de nuevo. Esta forma de trabajar es bastante más rápida porque no hay que identificar las dianas y volver a escanearlas a mayor resolución. Sin embargo, el etiquetado de las dianas suele hacerse en la oficina y ello requiere disponer de buenas notas y croquis de campo.

#### **6.4.3. Comprobación de las capturas de datos**

Es muy importante comprobar que se ha escaneado todo correctamente una vez haya acabado el proceso. Dándonos cuenta de que se ha cometido un error, o falta una parte del escaneado provocará otra visita al punto de trabajo, lo que conlleva una pérdida de tiempo y de dinero. Esta segunda comprobación requiere más tiempo que la comprobación realizada en el momento. Cuando se trabaja con un ordenador portátil, una vista simplificada nos puede ayudar.

### **6.5. PREPARACIÓN DE DATOS**

Una vez finalizado el escaneado, los datos se analizan y comparan con los croquis de campo y las notas. Se aconseja empezar a trabajar con una copia de los escaneados originales y mantener los originales como copias de seguridad. Cada tipos de escáner almacena las nubes de puntos de diferentes formas. En tareas de almacenamiento es importante que el formato del archivo sea fácilmente accesible y reconocible. Si se puede acceder a él directamente, sin descodificación después se podrá convertir a cualquier otro formato legible con un programa adecuado. El formato del fichero también debe contener los datos en el formato más rudimentario, en lugar de usar el formato más preferido para el reprocesamiento.

Siempre se deben añadir los metadatos a las copias de seguridad, junto con los croquis y las notas de campo así como todos los datos recopilados en la fase de preparación.

Antes de procesar las nubes de puntos, los escaneados afectados por condiciones ambientales extremas o los escaneados erróneos ocasionados por fallos humanos se eliminan del conjunto de datos. Las nubes que no se eliminen se deben priorizar según las "mejores vistas". El orden de prioridad se establece a partir de los croquis y las notas de campo.

En algunos casos, también hace falta limpiar las nubes de puntos antes de registrarlas. Cuando las dianas se han colocado muy lejos del escáner o cuando las condiciones ambientales son malas, los escaneados a alta resolución de las dianas pueden estar llenos de ruido. Este ruido se debe eliminar antes de realizar del registro, ya que, en caso contrario, afectará a la precisión del registro.

## 6.6. REGISTRO Y GEORREFERENCIACIÓN

En la mayoría de casos, como por ejemplo, en el helicóptero analizado, el objeto escaneado es demasiado grande para que se escanee desde un única posición. Entonces, se necesitan varios estacionamientos del escáner. Cada estacionamiento está definido en el sistema de coordenadas del escáner. Para poder alinear diferentes estacionamientos del escáner, es necesario saber la situación y la orientación exacta del escáner en un sistema de coordenadas externo local o global.

Para realizar el registro, unión de los diferentes puntos, se necesita transformar sus coordenadas a ese sistema único y común. Para dicha transformación, es necesario calcular sus parámetros y conocer las coordenadas de una serie de puntos homólogos en los sistemas de coordenadas implicados.

El problema de la tecnología láser es que no registra puntos singulares como esquinas o centros geométricos, de modo que para realizar el proceso de transformación de coordenadas del sistema instrumental al sistema de coordenadas común, se debe utilizar las herramientas que ofrece el software del propio fabricante.

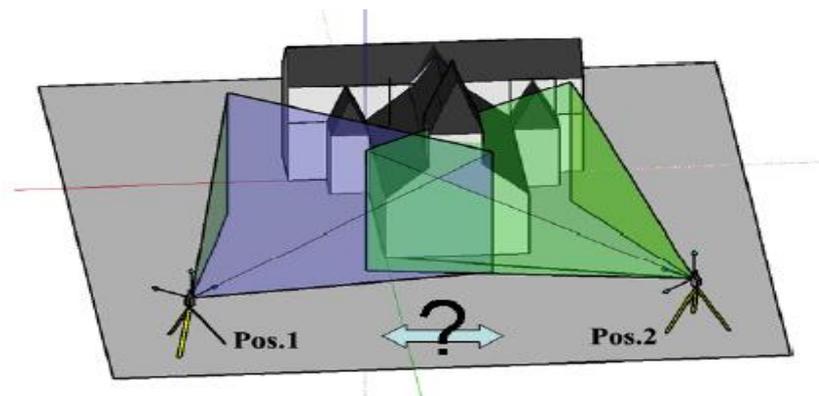


Figura 6.24: Registro de dos estacionamientos

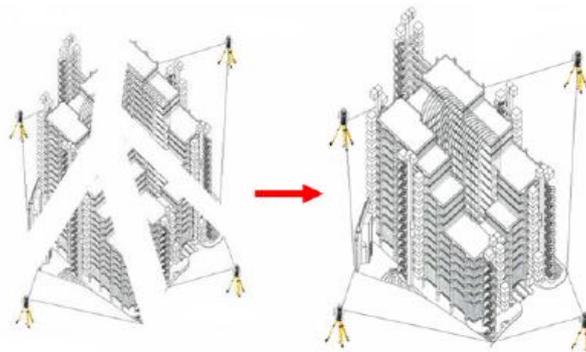


Figura 6.25: Proceso de registro: a) escaneados de referencia local; b) escaneado de referencia común.

Directamente vinculado con la alineación, o registro, se encuentra la georreferenciación de todo el conjunto de datos. Georreferenciar es el conjunto de datos a un sistema de coordenadas fijo. A continuación se explican las diferentes posibilidades para llevar a cabo el registro y la georreferenciación.

En total se tomaron puntos desde 7 estaciones diferentes para poder tener todos los flancos del helicóptero cubiertos, ya que no debe quedar ninguna posición en sombra o sin cubrir, para que el registro se realice correctamente.

Recordemos que los estacionamientos realizados son: cuatro estaciones, una en cada lado del helicóptero, dos estaciones más en la parte interior del helicóptero, y una más en una superficie elevada para poder analizar la parte superior del helicóptero. A continuación se muestra un cuadro con todas las estaciones mencionadas:

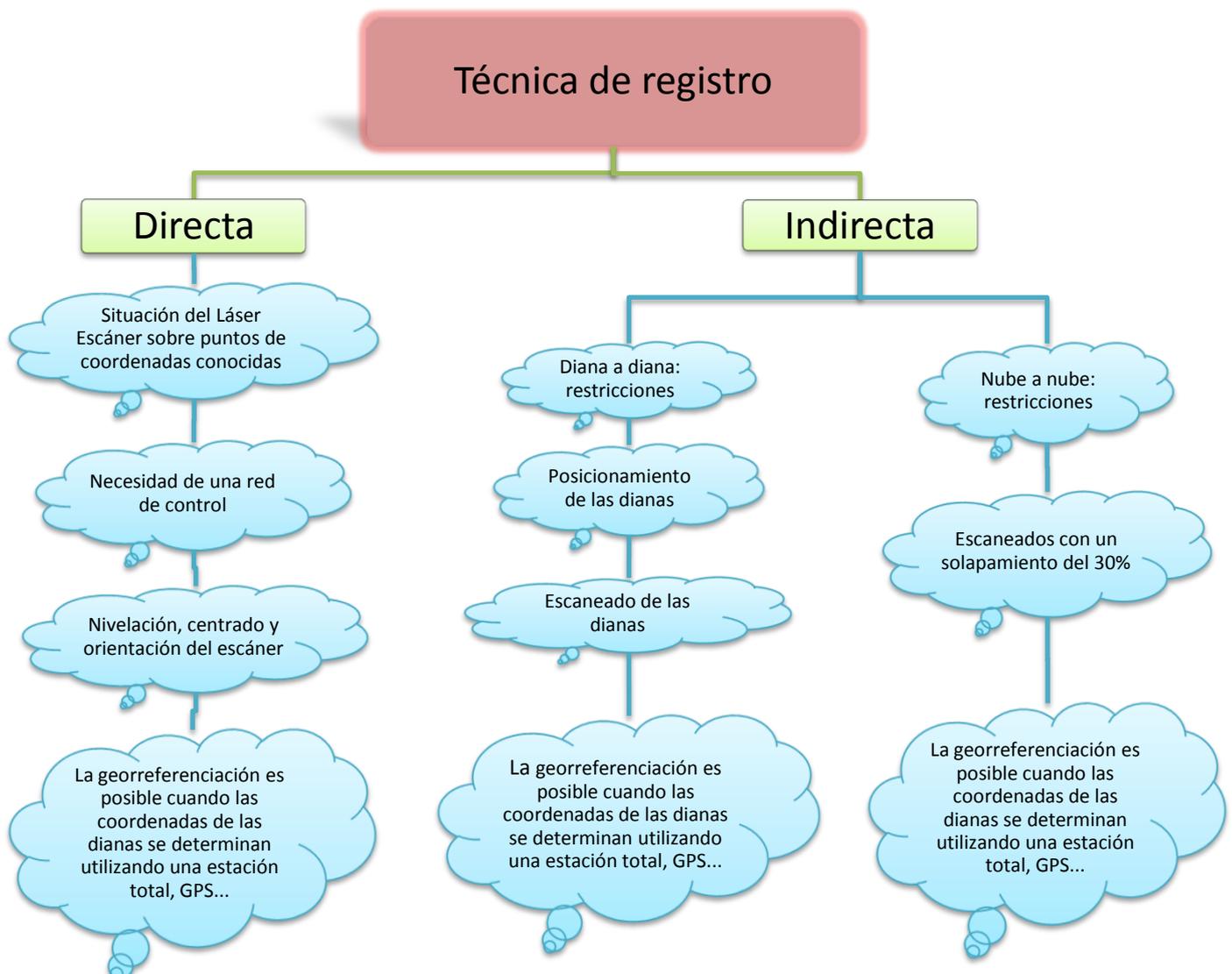
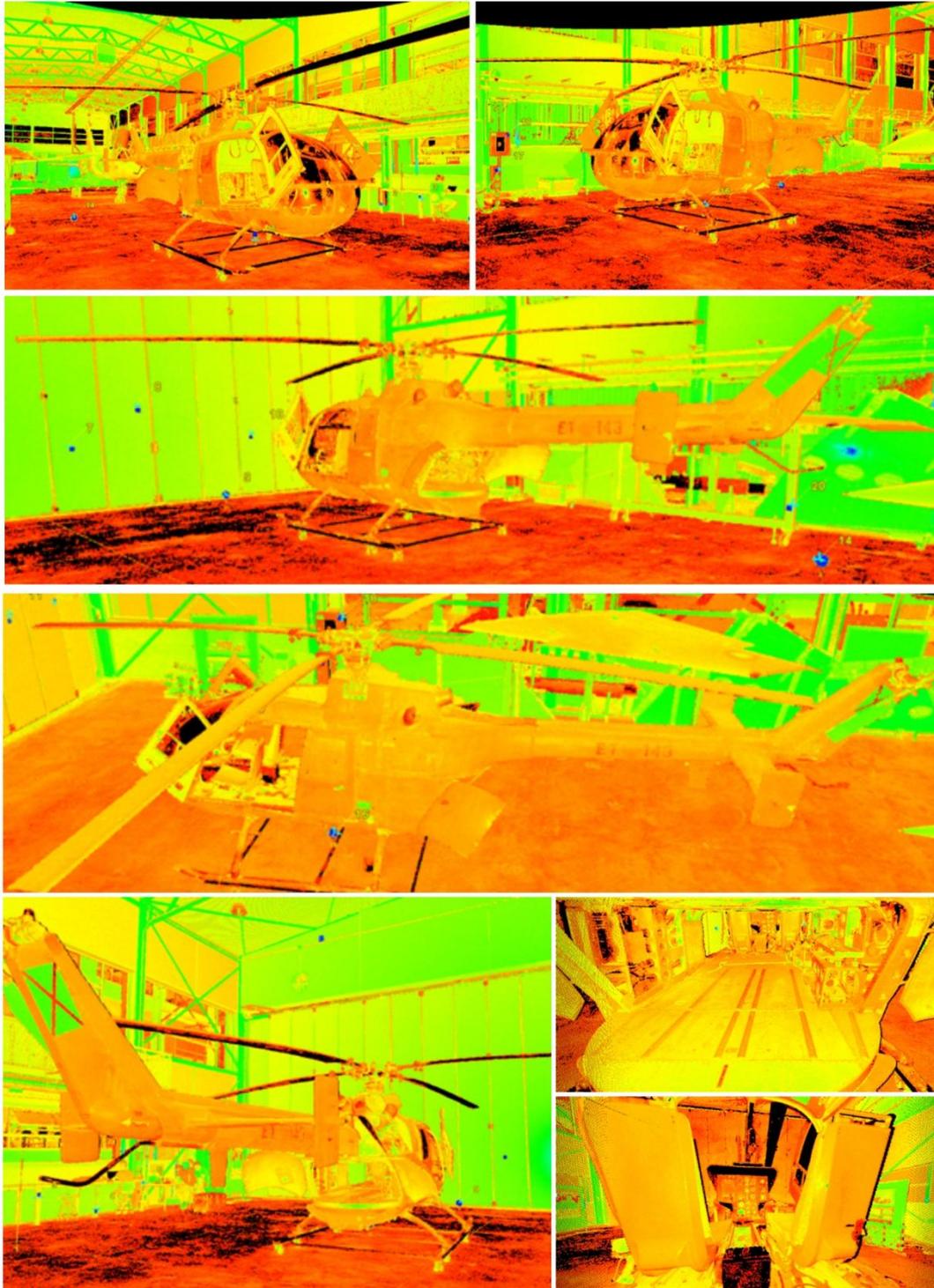


Gráfico 6.1: Clasificación de las técnicas de registro



*Figura 6.25: Helicóptero B0 105 desde 7 estaciones*

En el apartado anterior, gráfico 6.1, hemos diferenciado las diferentes técnicas de registro, directo e indirecto. A continuación se explicarán más detalladamente, ya que estas abordan aspectos interesantes:

### 6.6.1. Registro Indirecto

El registro indirecto conlleva el uso de dianas (artificiales o naturales) en el escenario para alinear las nubes de puntos. Para llevar a cabo el registro indirecto se necesita, como mínimo, tres puntos de referencia presentes en las dos nubes de puntos a registrar. Sin embargo, siempre es mejor tener más de tres puntos, ya que de esta manera los errores se pueden minimizar mediante un ajuste mínimo cuadrático.

Destacamos 3 tipos diferentes de registro indirecto:

#### 6.6.1.1. Registro diana a diana

Los lugares con fácil acceso no presentan problemas a la hora de colocar las dianas. Las dianas artificiales pueden ser de formas muy variadas. Hechas de material altamente reflectante, se colocan tanto en dirección vertical como en horizontal, y así alinear las diferentes nubes de puntos.

También se pueden utilizar entidades naturales en aquellas zonas de difícil acceso, como lugares muy elevados. Estas entidades o blancos naturales son puntos de interés en la propia estructura a escanear que pueden ser identificados con alta precisión, sin embargo, el resultado del registro con blancos naturales es peor que el realizado con dianas artificiales..

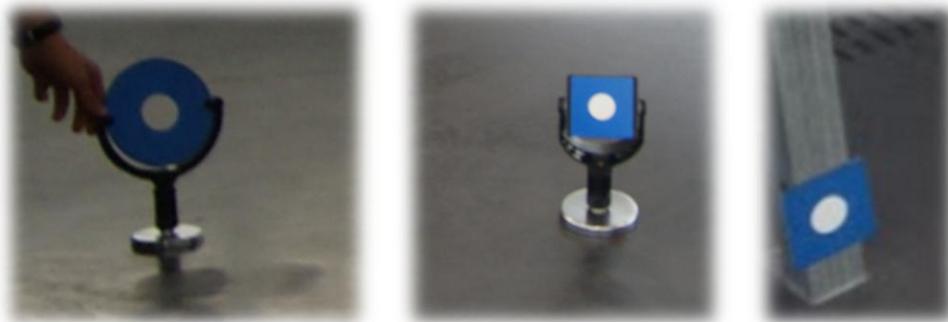


Figura 6.26: Dianas utilizadas durante la toma de datos.

#### 6.6.1.2. Registro nube a nube

Otra forma de registrar dos nubes de puntos es usando el solape entre ellas. Si dos nubes de puntos tienen bastante solape, se puede utilizar la técnica llamada ICP (Iterative Closest Point) para alinear ambos conjuntos de datos. Esta técnica requiere que el usuario marque al menos tres pares de puntos correspondientes en las nubes de puntos. Como estos tres pares nunca serán exactamente los mismos puntos, el algoritmo ICP comprueba iterativamente las distancias entre todos los puntos de las nubes y estima la transformación para alinear ambos conjuntos de manera que se minimice el error.

### **6.6.1.3. Registro superficie a superficie**

Se trata de alinear nubes por medio de ajustes de superficies geométricas de dos escaneados. Su algoritmo estima la distancia euclídea entre fragmentos de superficies por medio de mínimos cuadrados e intenta minimizar estas distancias de forma iterativa, al igual que en el algoritmo ICP.

El registro superficie a superficie es especialmente útil cuando algunas nubes contienen ruido sustancial. En este caso, es mejor limpiar las nubes primero y triangularlas por separado de manera que cada una se procese con los ajustes más adecuados, y finalmente realizar el escaneado superficie a superficie.

### **6.6.2. Registro Directo**

El registro directo significa que la posición y orientación del escáner se calculan directamente. Esto se puede realizar de dos maneras:

1. Mediante un escáner láser con algunas funciones de estación total, donde el escáner se puede estacionar directamente sobre un punto conocido utilizando una plomada láser.
2. La otra forma de determinar el emplazamiento del escáner es colocando un receptor GPS sobre el escáner. Esta técnica reduce el número de dianas a considerar y, por tanto, evita los grandes requerimientos en cuanto a la configuración de las mismas. Además, no se necesita que las nubes de puntos se solapen.

Teniendo en cuenta todas estas consideraciones, la técnica de registro directo es normalmente más rápida que el registro indirecto.

#### **6.6.2.1. Registro del Helicóptero B0 105 con ScanStation 2**

En nuestro caso práctico se ha hecho uso de la técnica de registro indirecto diana a diana. En primer lugar se utilizó el Láser Escáner ScanStation 2, donde se ubicaron hasta 21 dianas colocadas alrededor del helicóptero y a diferentes alturas para lograr un escaneado óptimo, de manera que cada vez que el escáner se estacionaba en un lugar diferente, se tomaban mediciones de por lo menos 4 o 5 dianas comunes.



*Figura 6.27: Equipo colocando las dianas de trabajo*



Figura 6.28: Dianas o puntos de referencias utilizados en el ScanStation 2

Como se puede comprobar en la figura 6.27, las dianas están colocadas a diferentes alturas, ya que si todas las dianas están en una línea, tenemos un solo grado de libertad, y la rotación solo se producirá en torno a esa única línea, como ya fue explicado anteriormente en el apartado: 5.2.4 -Determinación de las posiciones óptimas de los puntos de referencia.

#### 6.6.2.2. Registro del Helicóptero B0 105 con ScanStation P40

En este caso el número de dianas utilizadas con el láser escáner P 40 de Laica ha sido muy inferior, solo 3 dianas han sido necesarias para escáner el helicóptero en su totalidad. Se debe a que el escáner P 40 es un aparato mucho más sofisticado que dispone de mayor versatilidad, imágenes de alto rango dinámico, o una velocidad de escaneo realmente rápida de 1 millón de puntos por segundo con alcances de hasta 270 m.

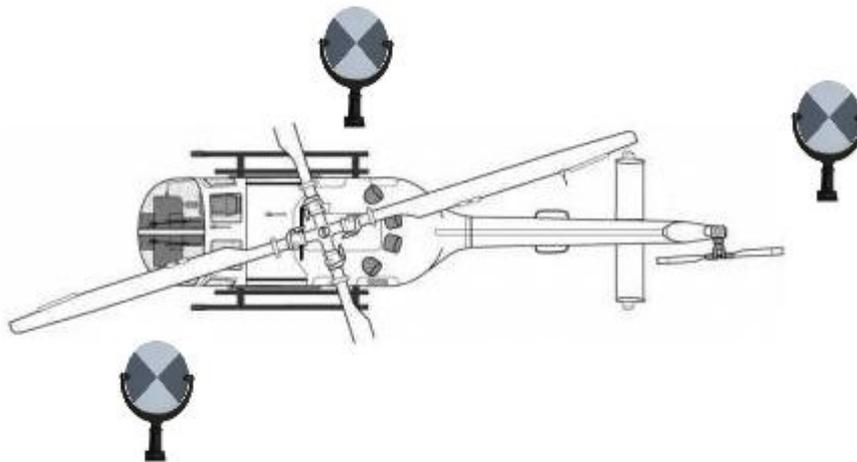


Figura 6.29: Disposición de las dianas con ScanStation P40

## 7. POSTPROCESADO

### 7.1. POSTPROCESADO CON CYCLONE

Una vez ya se han realizado todos los escaneos, es necesario realizar un proceso de registro y georreferenciación como ya se ha comentado en el apartado *6.6 Registro y georreferenciación*.

El objeto escaneado, en este caso el helicóptero BO 105, es demasiado grande para que se escanee desde un única posición. Entonces, se necesitarán varios estacionamientos del escáner, para posteriormente realizar el registro o unión de los diferentes puntos; en nuestro caso, se trata de un registro indirecto diana a diana, como ya ha sido explicado en el apartado *6.6.1.1. Registro diana a diana*.

En definitiva, el software Cyclone realizará un proceso de registro mediante el cual todos los escaneos realizados se alinearán en torno a un sistema de referencia conjunto.

#### 7.1.2. Seguimiento

El proceso que hemos seguido con Cyclone es el siguiente:

- ✚ Crear un nuevo espacio "*registration*" en la carpeta del proyecto, con el nombre deseado "*proyecto helicóptero*" en este caso.
- ✚ Añadir los "*ScanWorld*" (Los escáneres hechos desde cada estacionamiento) que se desean alinear para crear un "*ScanWorld*" único.
- ✚ Marcar "*Auto-Add Constraints*", para identificar las restricciones de cada uno de los barridos, también identifica las dianas, pudiendo elegir qué dianas se desea que se solapen y cuáles no, para conseguir el registro deseado.
- ✚ Marcar "*Register*" y posteriormente "*Auto-Add Cloud Constraints*" para poder añadir las restricciones que permitirán unir los distintos barridos.
- ✚ Dentro del apartado "*Constraints*" se puede ver cómo, además de las distintas dianas que aparecen en cada "*Scanworld*", se encuentran los "*CloudMess*", que proporcionan información detallada de cada escaneado.

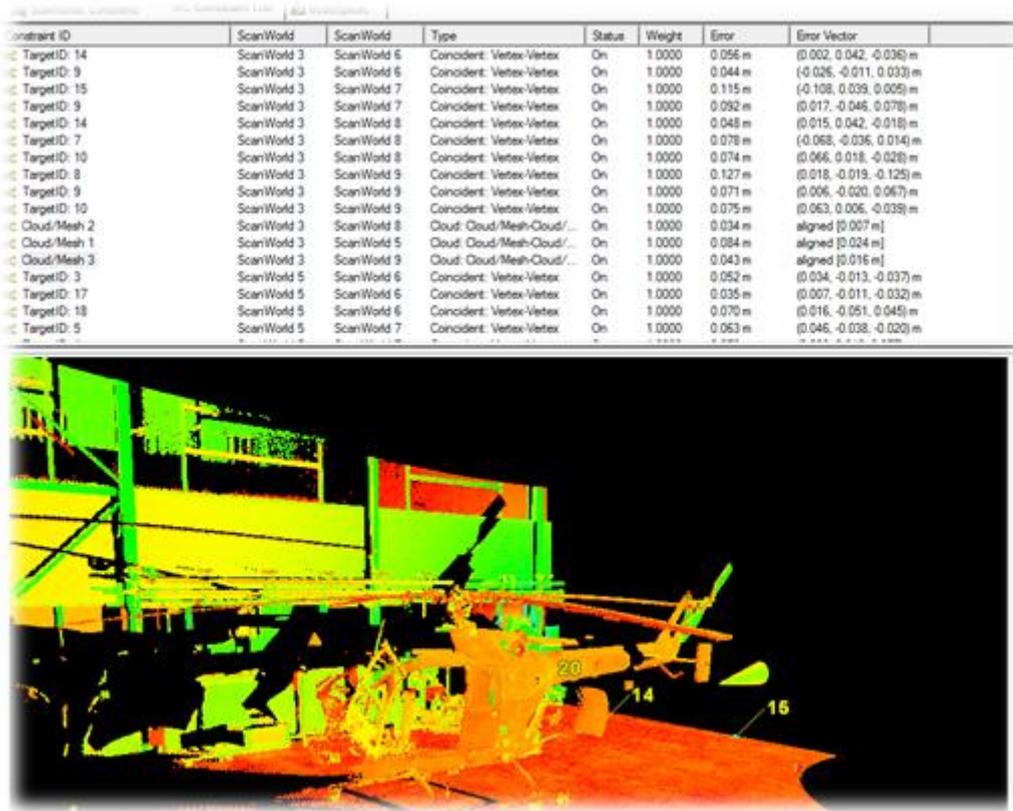


Figura 7.1: Ventana CloudMess entorno Cyclone

A groso modo, en cada de uno de ellos se muestra la unión de dos "ScanWorld" diferentes, pudiéndose apreciar la contribución de cada uno de ellos al total. Además podemos combinar diferentes "CloudMess" para conocer la aportación de cada "ScanWorld" al escaneado completo. En este primer escaneo se ve claramente como la multiplicidad de los posicionamientos genera bastante ruido y dispersión en la nube de puntos.



Figura 7.2: CloudMess del escaneado del helicóptero BO 105

- ✚ Finalizado el proceso y una vez ya en el menú del navegador, se marca la opción *"Create and Open a New ModelSpace View"* en el apartado de la *"registration"*, obteniendo un *"ModelSpace"* único para todo el conjunto del helicóptero.

A este resultado se le suma la posibilidad de realizar un filtrado de aquellos puntos que no nos interesen, ya que aparecen numerosos datos redundantes debido al gran alcance del escáner, como por ejemplo, la presencia de techos, suelos, paredes, etc.

Para ello, se emplean herramientas como *"Fence"* o *"Limit Box"*. A partir de la herramienta *"Limit Box"* es posible definir un cubo en la nube de puntos, en el cual se encuentre la zona que se quiere tratar discriminando todo lo que se encuentre en su exterior (se podría recuperar). Por otro lado, con la herramienta *"Fence"* es posible realizar cortes y cercados en 2D, de forma que se elimina todo lo que se encuentre detrás del plano de corte. Una vez se ha definido la *"Limit Box"*, se puede realizar numerosas *"Fence"*, eliminando lo que quede dentro o fuera (según se desee) del cerco que establece la herramienta *"Fence"*. Una vez realizados todas las limpiezas y cortes oportunos, ya disponemos de la nube de puntos limpia de ruido y de datos que no nos son de utilidad.

Finalmente se llega al apartado final al que se pretendía llegar durante el procesado, pudiendo obtener una vista global del helicóptero o de cualquier parte del mismo; así como todas las vistas deseadas (planta, alzado, perfil, etc.). Como ya se ha comentado, no se obtiene un resultado con total precisión debido a los errores ya que intervienen una serie de factores durante el proceso, como: precisión de los equipos, precisión y manipulación de los equipos por el personal de trabajo, condiciones atmosféricas, elección correcta de dianas y parámetros de escaneo, etc.

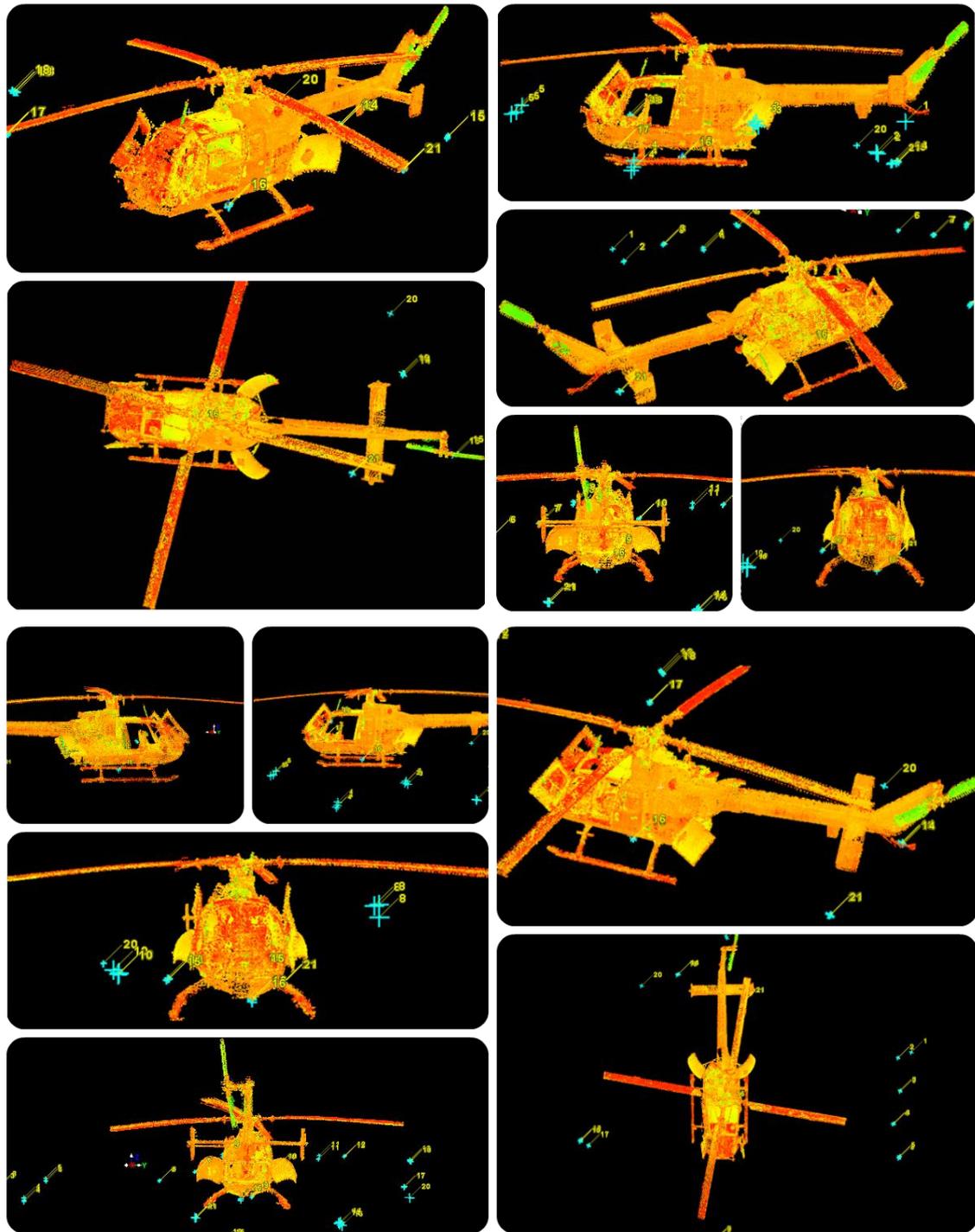


Figura 7.3: Escaneado global del helicóptero BO 105 con Cyclone

- Una vez conseguido el escaneado completo del Helicóptero BO 105, podemos centrar nuestra atención en el rotor principal, que es donde se ubican las palas, ya que estas son elementos de interés en nuestro estudio.

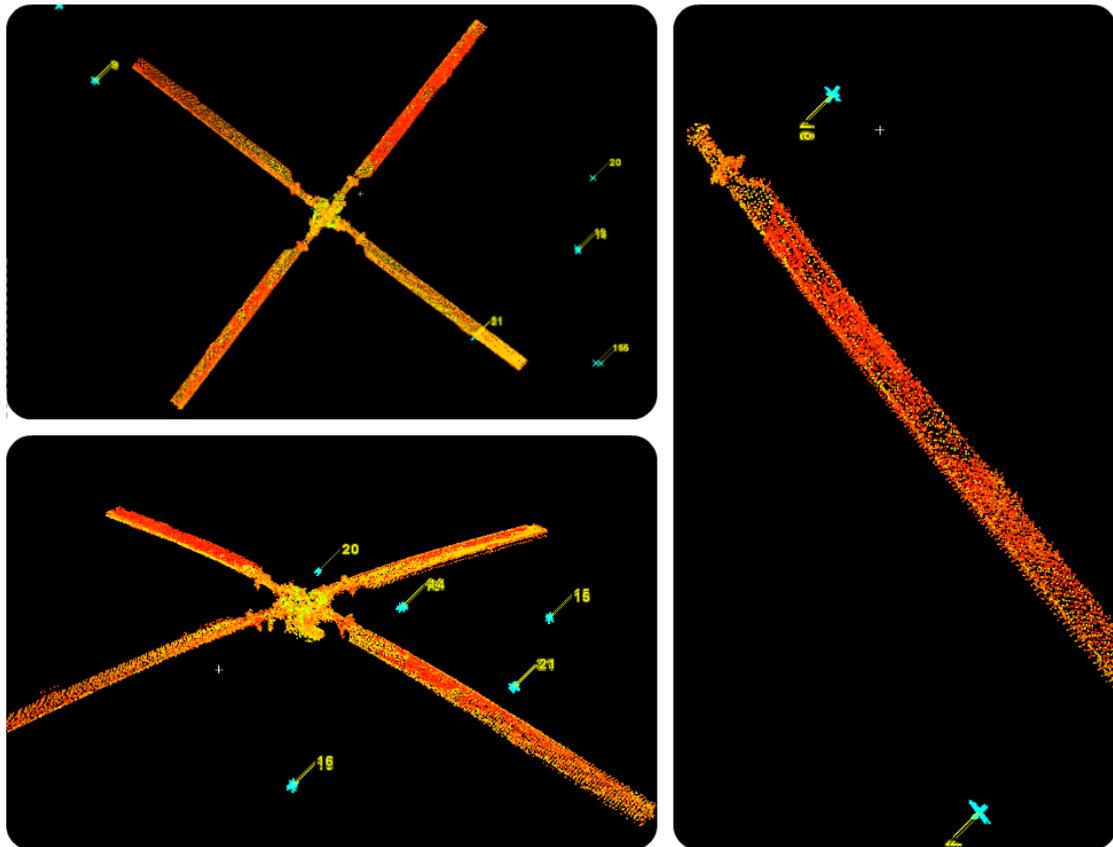


Figura 7.4: Palas del rotor del BO 105 mediante Cyclone.

- ✚ Se puede observar en el escáner global las contribuciones que han tenido los distintos escaneos al conjunto total. Entre ellos podemos encontrar: partes del helicóptero que se han escaneado múltiples veces, zonas que únicamente han contado con un barrido y aquellas partes que no han obtenido ninguno, quedando por tanto ocultas:

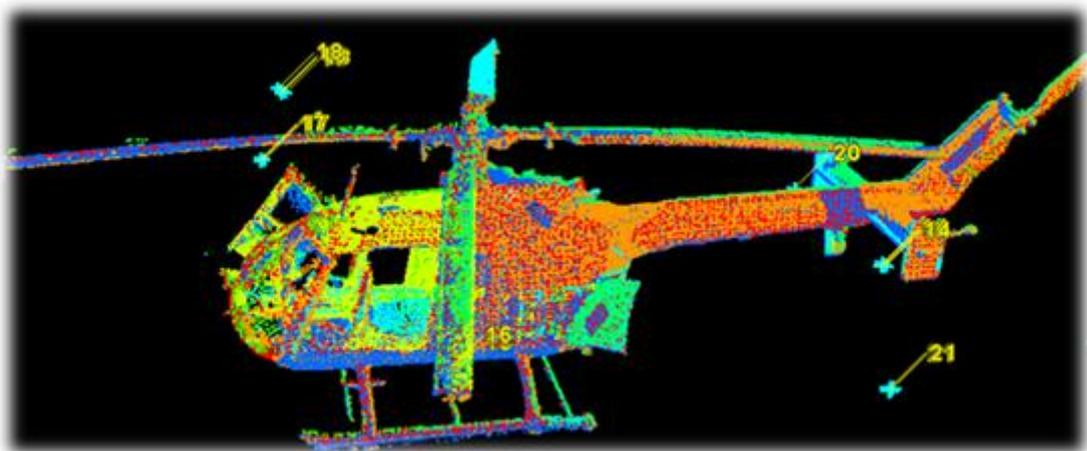


Figura 7.5: Contribución de cada escaneado al escaneado global

- ✚ Además, si se ha realizado captura de imágenes con el láser escáner de forma simultánea a los escaneos, es posible contar con una representación del helicóptero más realista, ya que se incluyen sus texturas y colores.

Una vez llegado a este punto del registro, sería necesario ampliar el proceso de selección y limpieza de la nube de puntos con otros programas disponibles en la universidad, ya que a pesar de realizar una primera limpieza con el software Cyclone siguen quedando pequeñas discrepancias entre los numerosos escaneos que nos introducen algo de ruido en el resultado final.



*Figura 7.6: Tratamiento de datos en software Cyclone*

El nuevo programa que se utilizará para llevar a cabo este cometido será el software 3DReshaper. Lo que nos espera a continuación es una segunda limpieza más exhaustiva mediante 3DReshaper, la cual se explicará más detalladamente en el siguiente apartado y donde podremos comenzar con las tareas de mallado y suavizado.

## 7.2. POSTPROCESADO CON 3DRESHAPER

Una vez obtenida la nube de puntos final mediante el software Leica Cyclone, es posible llevar a cabo el proceso de transformación de dicha nube en un modelo 3D mallado mediante 3DReshaper. Para ello, primeramente es necesario exportar esta nube de un medio a otro para poder manipularlo desde el entorno 3DReshaper. En este programa, se segmentan y secuencian los procesos para poder llegar al resultado final que nos proporcione más información y calidad de modelo.

### 7.2.2. Trabajo previo al mallado

Antes de comenzar con el mallado, es necesario realizar una última inspección de elementos sobrantes en la nube de puntos, que puedan inducir a error a la hora de realizar el mallado.

El programa 3DReshaper dispone de algunas herramientas para conseguirlo, de forma similar a la herramienta "Fence" en Cyclone. Básicamente se selecciona el conjunto de puntos que nos interesan y se eliminan.

### 7.2.3. Mallado

Para llevar a cabo la malla, en primer lugar hemos seleccionado todo el conjunto de puntos (si el objeto se ha seleccionado por completo aparecerá en un tono rosado) y se selecciona malla en dos pasos. Con este procedimiento, podemos gestionar los orificios eligiendo el tamaño del triángulo que va a formar la malla del helicóptero (0.18 m). Con este primer resultado se puede observar que la malla generada presenta recovecos y una textura irregular .

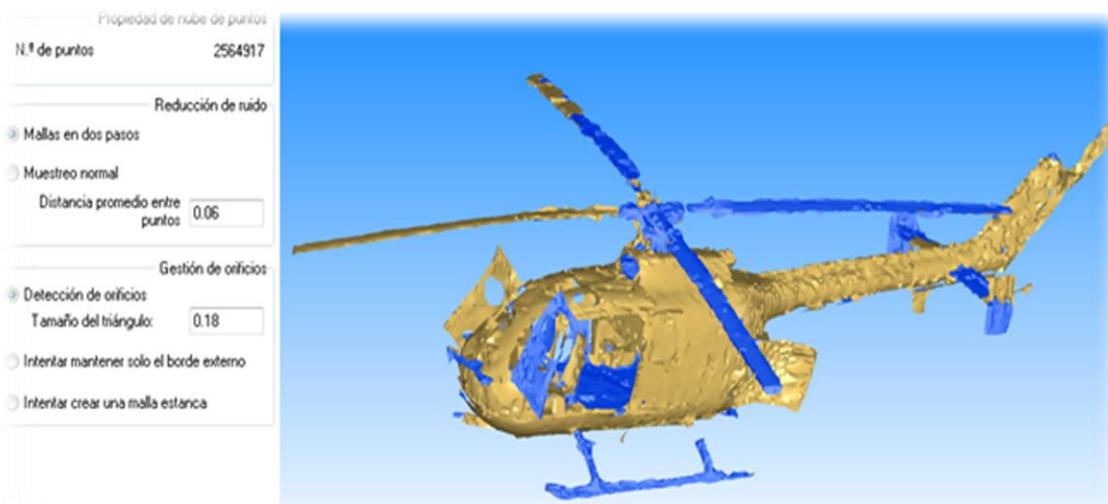


Figura 7.7: Primer paso del mallado del helicóptero

Para solucionar estas imperfecciones, en el segundo paso, elegimos un error de discriminación, el número máximo de triángulos que debe tener la malla y el tamaño mínimo de cada triángulo individual (Figura 7.8). Una vez hemos aplicado estas correcciones, se puede ver como la malla se adapta mejor y forma una superficie algo más suave y sin tantas imperfecciones.



Figura 7.8: Segundo paso del mallado del helicóptero

#### 7.2.4. Puentes y llenado de orificios

Llegados a este punto, es probable encontrar algunos orificios sin taponar, esto se debe a que existen algunas zonas de la nube con poca o ninguna densidad de puntos, más conocidas como zonas en sombra. Sin embargo, con el programa 3DReshaper podremos corregir estas zonas rellenando los orificios que nos hayan surgido, obteniéndose una superficie compacta y continua. A continuación se definen estas dos herramientas:

“Rellenar orificios”: con esta herramienta seleccionamos los pequeños orificios que han quedado dispersos en la malla para conseguir una superficie homogénea y compacta. Esta herramienta puede dar algún problema que otro, pues no es capaz de diferenciar orificios entre distintas capas de la malla, únicamente diferencia pequeños recovecos de las superficies bien delimitadas. Además el relleno de los orificios se hace en un solo plano, es decir, no podemos rellenar orificios que estén en curva o sean redondos, ya que el hueco se rellena con superficies rectas.

Podemos ver en las posteriores imágenes como el relleno de pequeños orificios supone una gran ventaja y permite obtener un modelo más completo y compacto que el original.

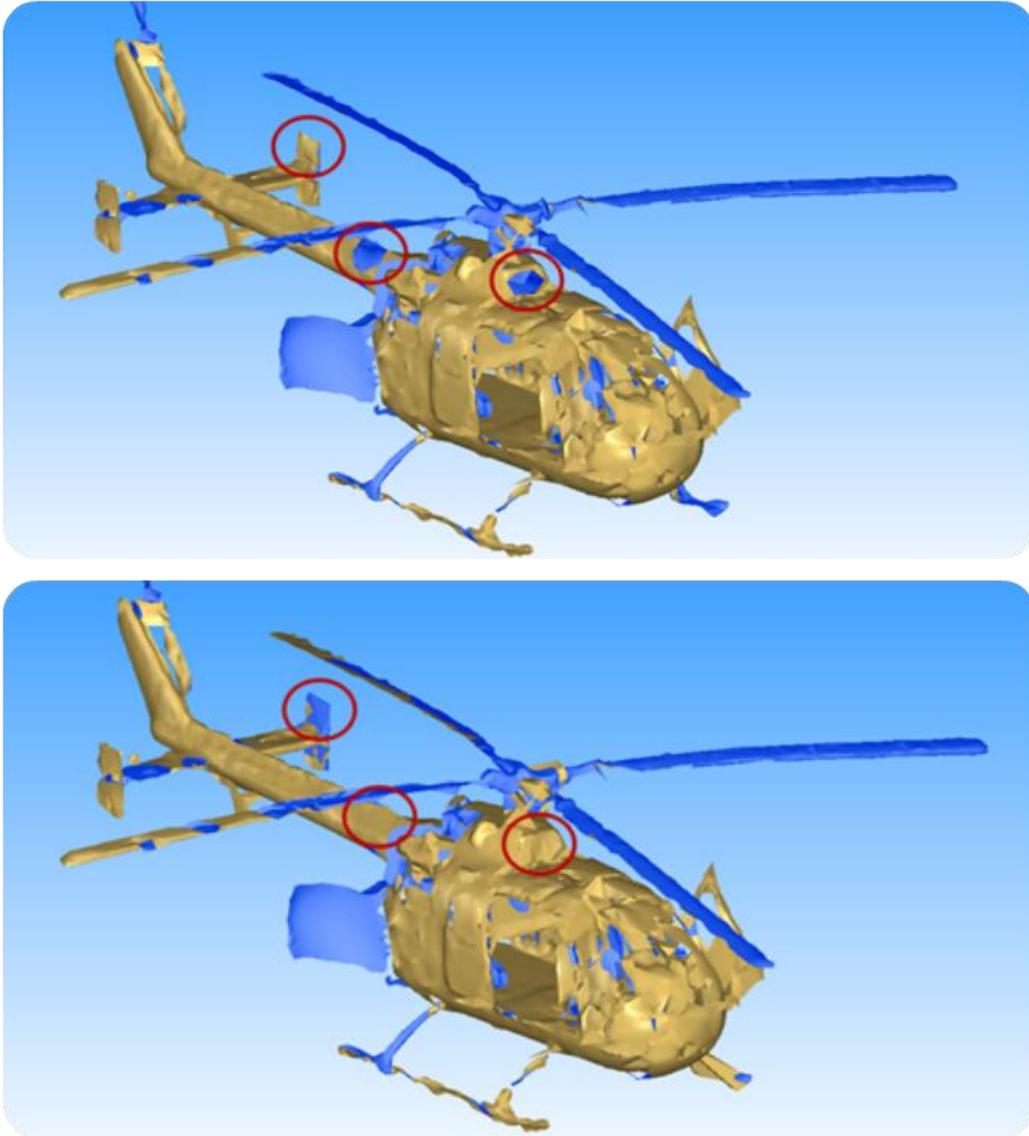


Figura 7.9: Arriba helicóptero con orificios, abajo helicóptero con orificios rellenados

"Puentes": Otra herramienta útil para rellenar orificios en el caso de que estos sean demasiado extensos. El proceso de hacer un "puente" consiste en crear superficies entre distintos contornos de la malla, de esta manera se estrechan los espacios entre mallas, para posteriormente rellenarlos individualmente. Este proceso es efectivo en el caso de que el agujero a rellenar no sea un plano o cuente con distintas capas que imposibiliten esta tarea.

El empleo de estos puentes ha sido fundamental sobre todo en las zonas inferiores del helicóptero, donde el escáner no podía llegar o no se tomaron suficientes datos, es decir, donde existen zonas de sombra. Gracias a los puentes se ha podido crear varias plataformas para delimitar la superficie y posteriormente ser capaces de rellenar los orificios.

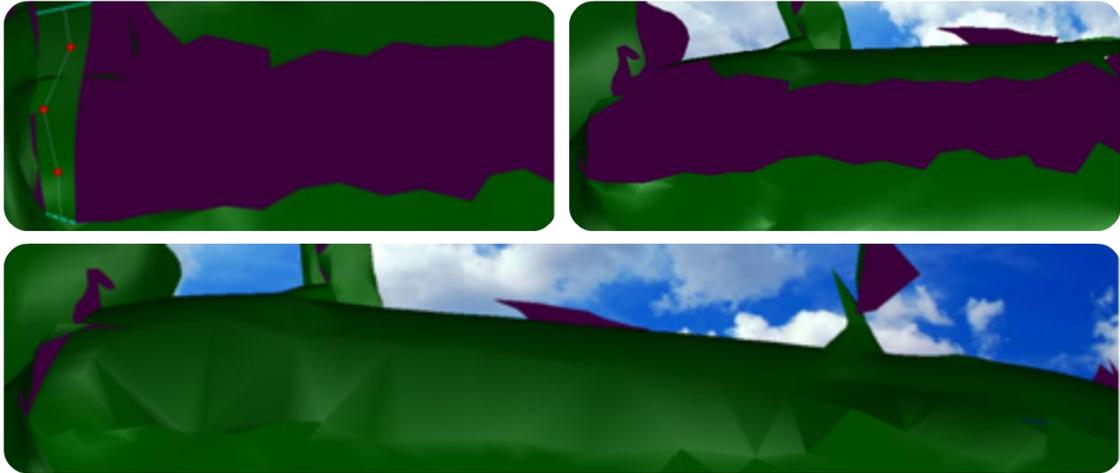


Figura 7.10: Tapado de orificio mediante puentes

### 7.2.5. Suavizado

Finalmente, se puede hacer uso de la herramienta "Suavizar", con este proceso lo que se consigue es eliminar las imperfecciones finales y pulir defectos e irregularidades que se hayan creado en la malla como causa de la gran cantidad de nube de puntos obtenidos durante el escaneo. En este modelo existen numerosas zonas en las que es necesario realizar el suavizado, para ello se selecciona la malla a suavizar, el nivel de tolerancia y se identifican aquellas zonas que deben ser mejoradas.

Es probable que si abusamos de esta herramienta el modelo deje de ser tan realista ya que podríamos eliminar ciertos detalles imprescindibles en el mallado del helicóptero. No obstante se recomienda el uso de esta herramienta, ya que los resultados son muchos más claros y mejor contorneados.

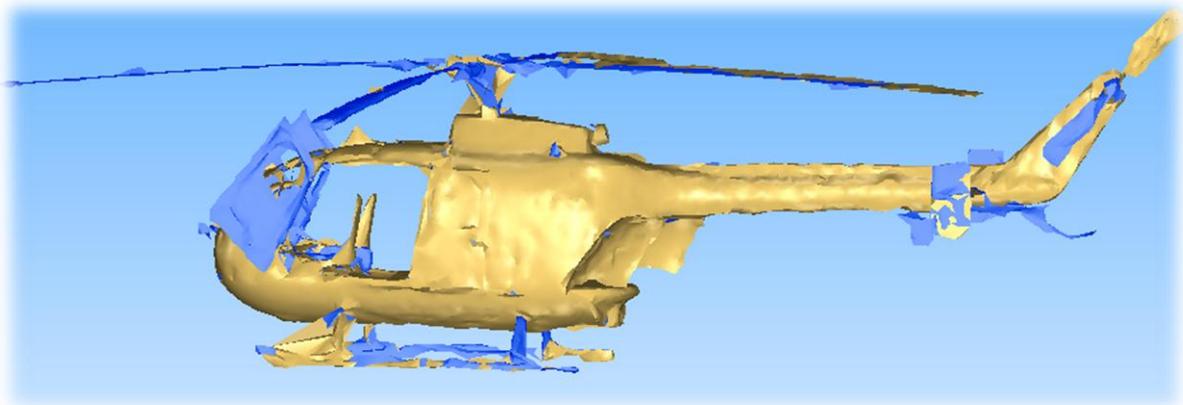


Figura 7.11: Helicóptero con mallado sin suavizar

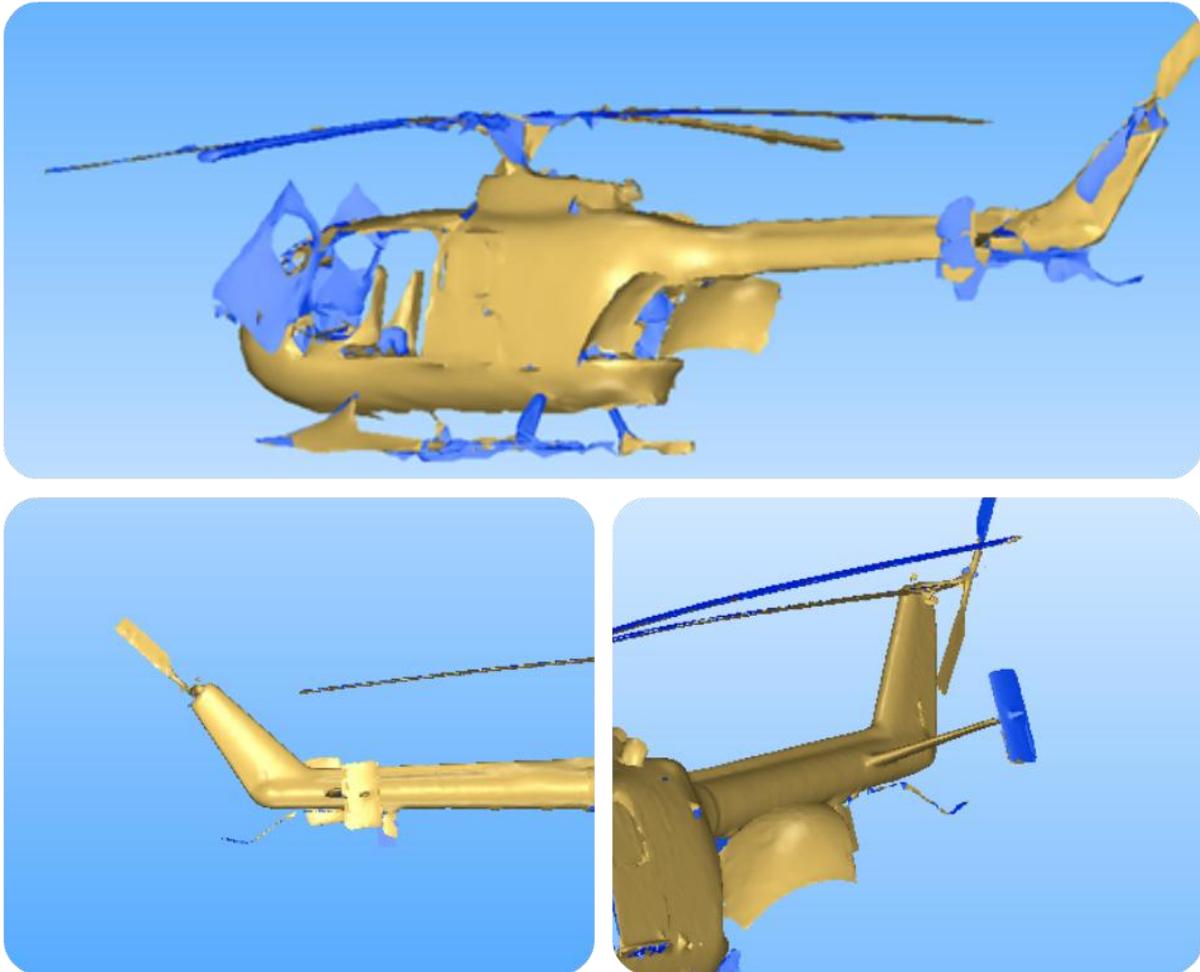


Figura 7.12: Helicóptero con mallado suavizado

### 7.2.6. *Presentación final*

Ya para acabar, se puede mejorar la presentación final del objeto de estudio. 3DReshaper nos ofrece la posibilidad de cambiar el aspecto del modelo y de la malla, además del fondo de pantalla. Para dotar al modelo 3D de una apariencia más realista y más cercana al modelo real, es posible modificar colores y texturas, especificar que la malla sea visible exteriormente o situarlo en un entorno relacionado con la naturaleza del helicóptero. A continuación se muestra un ejemplo:



Figura 7.13: Modelo final helicóptero

### 7.3. COMPARACIÓN DE RESULTADOS ENTRE LÁSERES ESCÁNER

En este apartado se va a comprobar las diferencias de resolución entre el láser escáner ScanStation 2 y el P40. En principio, el láser escáner ScanStation P40 es un modelo superior, más preciso, cómodo y rápido y nos proporcionará una mayor calidad de imagen y una mayor densidad de la nube de puntos, por lo que los resultados obtenidos serán más reales ya que se escanean mayor proporción de detalles.

A continuación se muestran las diferencias obtenidas en el software Cyclone entre los dos tipos de escáneres:

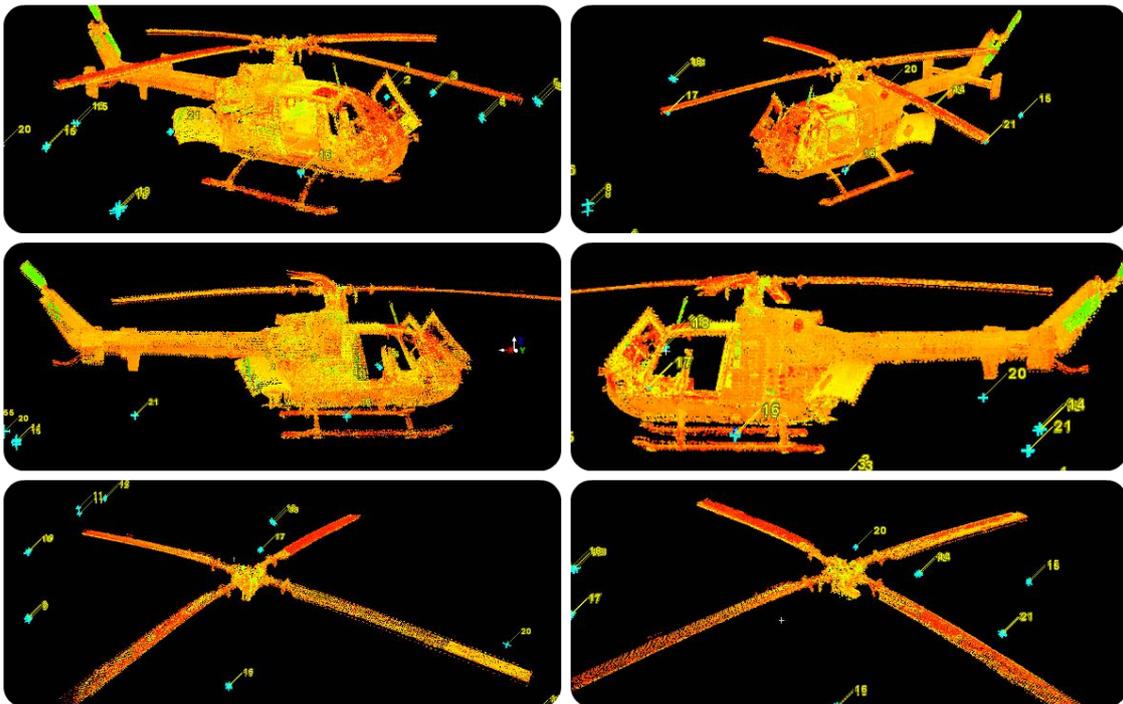
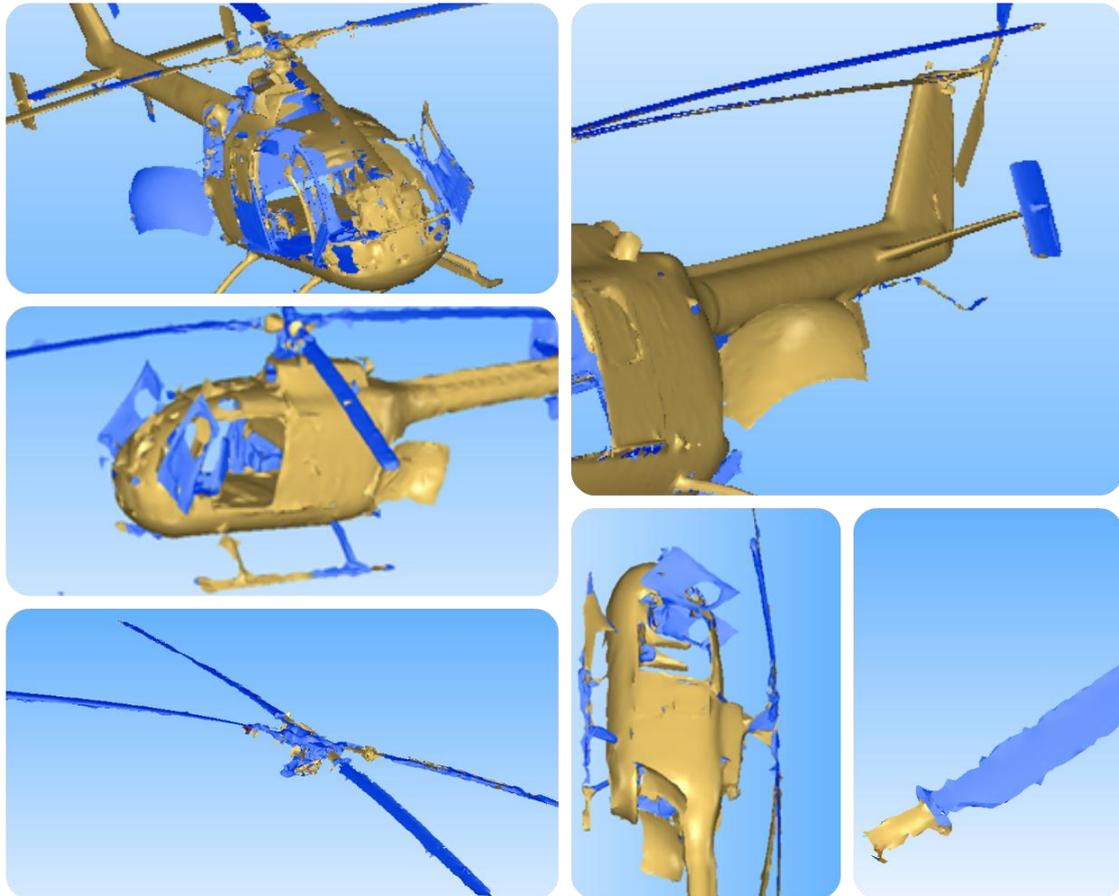


Figura 7.14: Comparación del sw Cyclone: Izq ScanStation 2, Drch ScanStation P40

Se puede comprobar que existen notables diferencias en cuanto a resolución y densidad de la nube de puntos escaneados, siendo ScanStation P40 el escáner que nos proporciona los mejores resultados; sin embargo, donde de verdad se nota la diferencia entre estos dos tipos de escáneres es en el tiempo de trabajo, que alterna de varios días en el caso de ScanStation 2, a solo unas horas por parte de ScanStation P40.

La siguiente imagen será una comparativa de estos láseres escáner pero esta vez centrándose en imágenes obtenidas con el software 3DReshaper:



*Figura 7.15: Comparación del sw 3DReshaper: Izq ScanStation 2, Drch ScanStation P40*

Se observan bastantes diferencias en el suavizado de la malla y en el acabado final del diseño. Por un lado, ScanStation 2 nos proporciona una imagen bastante realista, pero al realizar el mallado del diseño aparecen algunas imperfecciones que con ScanStation P40 no ocurren, debido a la mayor cantidad de datos de los que dispone previamente.

En definitiva, ScanStation P40 ofrece mejores resultados, una alta definición de imagen, menores imperfecciones y facilita enormemente el trabajo de campo realizado.

## 8. ANÁLISIS DE LA PALA DEL HELICÓPTERO BO 105 CON ANSYS FLUENT

### 8.1. ANSYS FLUENT

ANSYS es un programa de simulación para predecir cómo funcionará y reaccionará determinado objeto bajo un entorno real. Sus análisis se basan en la teoría de elementos finitos para estructuras y volúmenes finitos para fluidos. En este caso solo se utilizará para analizar el comportamiento aerodinámico del ala, por lo que se utilizará ANSYS Fluent (módulo CFD de ANSYS). CFD son las siglas en inglés de Computational Fluids Dynamics, es decir, es un programa que utiliza métodos numéricos en la dinámica de fluidos.

El estudio se centra principalmente en el cálculo de las fuerzas aerodinámicas ejercidas sobre la pala durante el régimen de vuelo. En concreto se pretende calcular la fuerza de Sustentación o Lift y la fuerza de Resistencia o Drag, para distintas velocidades. Al ser un helicóptero cuya velocidad máxima operativa es de 242 km/h, solo tendrá sentido realizar estudios en régimen subsónicos, además podemos tener en cuenta todas las simplificaciones que presenta el flujo incompresible ya que el número de Mach que se utilizará durante los siguientes análisis será inferior a 0,3.

### 8.2. DISEÑO DE LA PALA DEL ROTOR DEL HELICÓPTERO BO 105

Lo primero que se hace en este apartado es crear la geometría de nuestra pala, para ello se realizará una extrusión de los puntos del perfil que se han exportado a este software, en este caso hemos hecho uso del software Autodesk Inventor. Únicamente se ha exportado los puntos del perfil NACA 23012 de Airfoil Tools e introducidos en Autodesk Inventor para crear la pala del rotor del helicóptero BO 105 a tamaño real. Después se guarda el archivo en un formato compatible con ANSYS, en este caso se trata del formato ".sat".

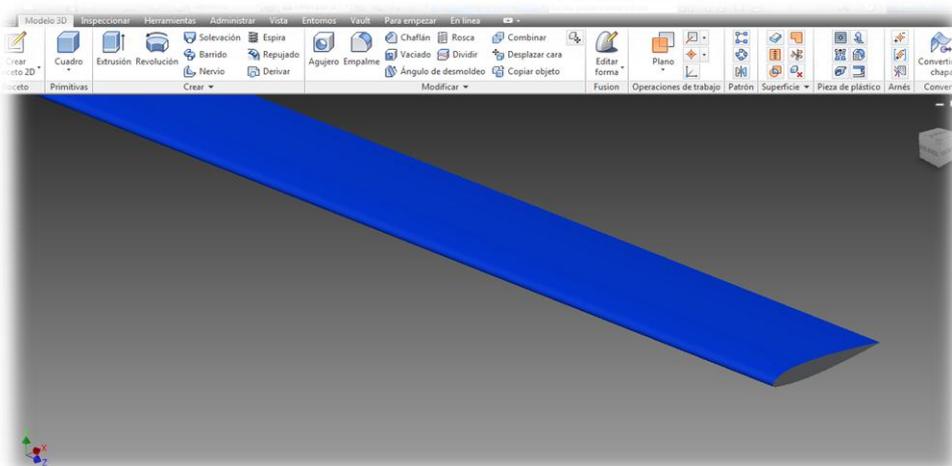


Figura 8.1: Diseño del perfil NACA 23012 con Autodesk Inventor

Una vez ya se ha creado la pala de rotor y convertido al formato requerido, se abre el espacio de trabajo "Workbench" de ANSYS, donde podemos encontrar diferentes módulos en el escritorio. Se selecciona el módulo Fluid Flow (Fluent), en el que tendremos acceso a la geometría, mallado, establecimiento de las condiciones operativas, modelo de solución y resultados de nuestro proyecto.

Ya con este módulo seleccionado, aparecerá el nuevo proyecto con cada una de las operaciones que se realizarán paso a paso para conseguir los resultados deseados.

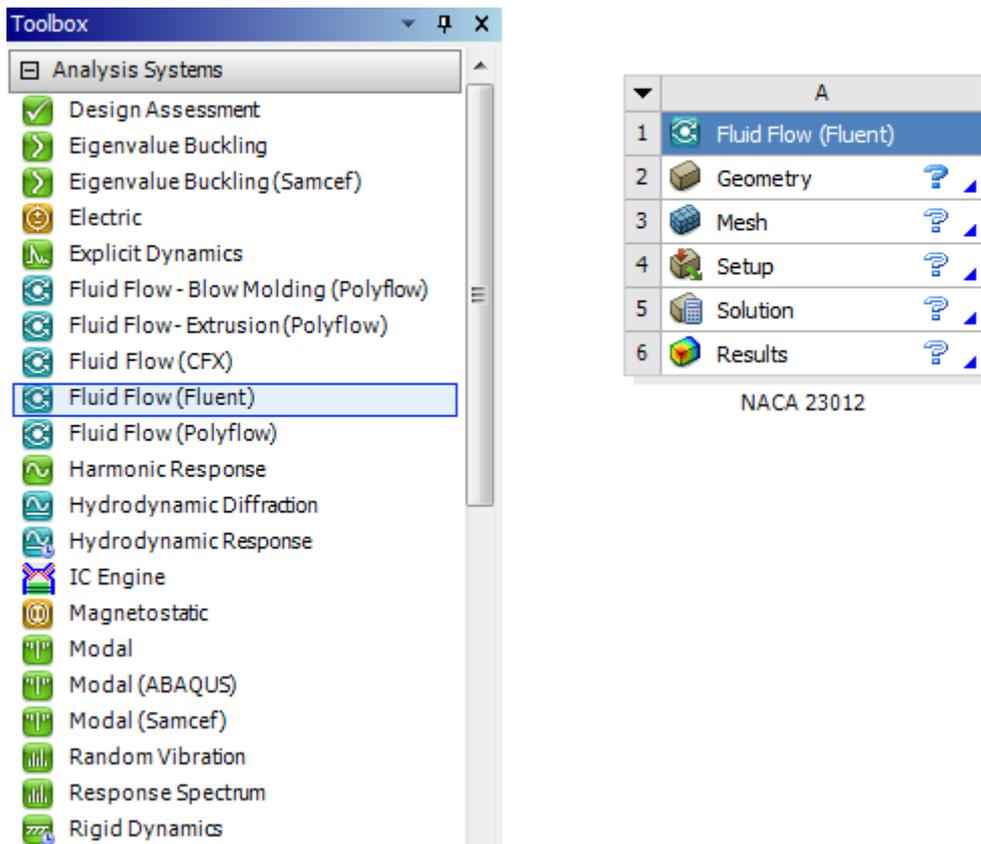


Figura 8.2: Ventana Workbench con los módulos disponibles

### 8.3. GEOMETRÍA

Al abrir el apartado Geometría se da la oportunidad de exportar el archivo de Autodesk Inventor en el ya que se ha trabado la pala del rotor. Una vez exportado el perfil NACA 23012 del helicóptero BO 105, ya estamos preparados para crear los volúmenes de control con las apropiadas dimensiones. El primer volumen de control debe ser lo suficientemente grande para poder establecer condiciones de campo lejano, entrada y salida del flujo.

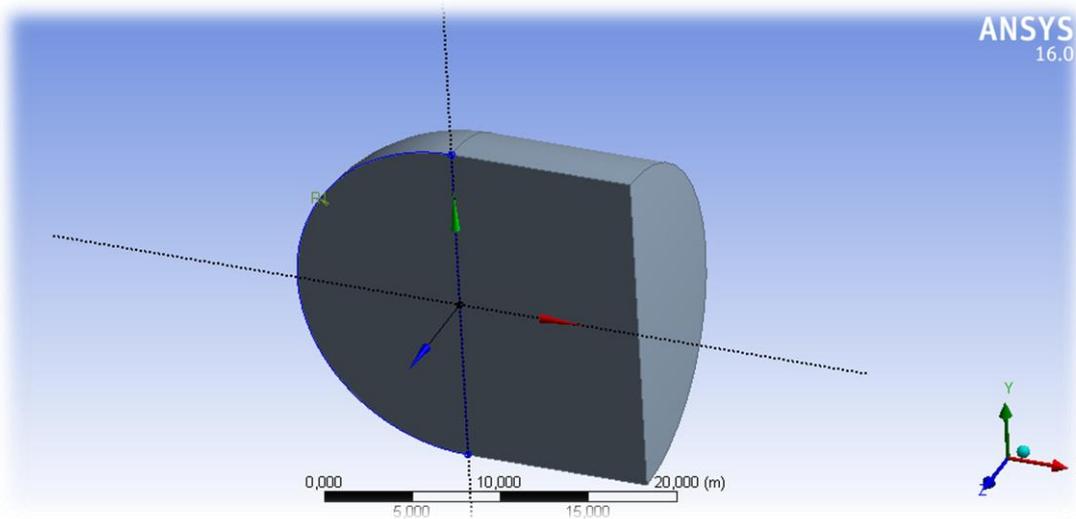


Figura 8.3: Primer volumen de control

Únicamente se ha dibujado el volumen de control alrededor de la pala de estudio. Para ello se trabaja con un Sketch y se dibuja la geometría de este volumen de control, por medio de revoluciones y extrusiones se le da forma a esta geometría hasta convertirla en el volumen de control que se aprecia en la figura 8.3. Este volumen de control es lo que se conoce como Entorno, es de baja calidad, ya que estudia el flujo en el infinito (alejado de la pala del rotor), es decir, las condiciones en campo lejano.

Posteriormente se dibuja a través de otro Sketch un segundo volumen de control mucho más pequeño, rodeando a la pala, con el que se pretende realizar el estudio preciso del campo cercano de la pala, puesto que la mayoría de cosas interesantes en el flujo ocurren cerca de la pala. Este segundo volumen de control será mucho más pequeño y preciso puesto que los resultados en estas zonas son muy relevantes.

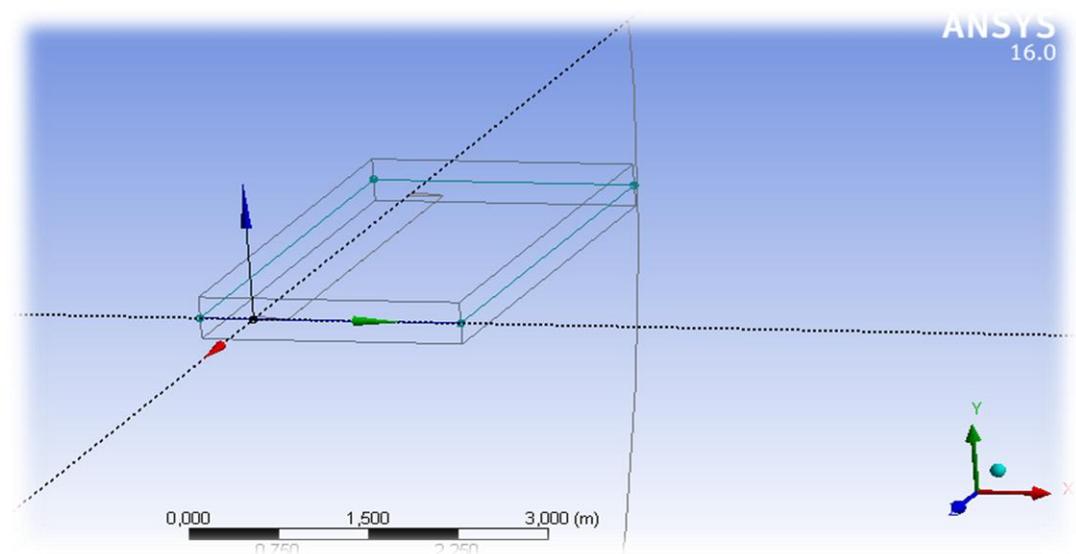


Figura 8.4: Segundo volumen de control

El procedimiento para crear este volumen ha sido muy similar al del anterior, con ayuda de "revoluciones" y "extrusiones". Por lo tanto ahora se obtiene un nuevo volumen de control que tiene como paredes externas las definidas anteriormente y como paredes internas la de la forma de la pala. Es decir, ahora el volumen de control posee un orificio interno con la forma de la pala. Este paso se lleva a cabo para obtener en una única pieza tanto el volumen de control como el elemento que se mide.

A continuación se muestra ambos volúmenes de control de forma simultánea:

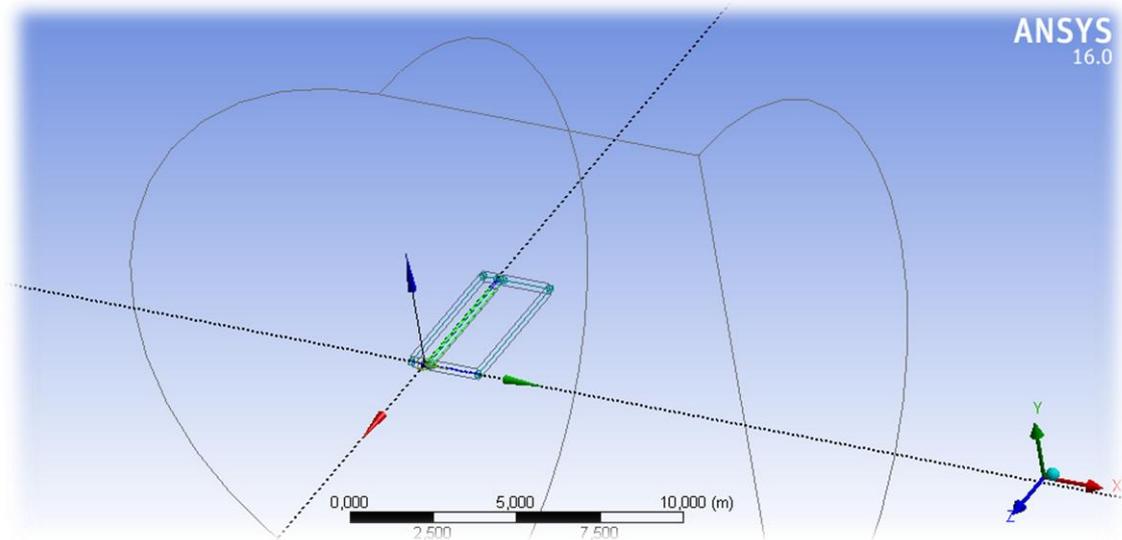


Figura 8.5: Disposición de los dos volúmenes de control

#### 8.4. MALLADO

Una vez ya está definida la geometría, el siguiente paso será crear la malla para los dos volúmenes de control. Para una malla apropiada se debe abrir la pestaña "Mesh Control" y seleccionar "Sizing". Con este comando se seleccionarán los cuerpos, caras, bordes o puntos que queramos con el objetivo de conseguir una malla con mejores prestaciones. Si se desea obtener una mejor definición de la malla que rodea a la pala, debemos seleccionar aquellas caras y bordes de la pala que se vean afectadas de la siguiente manera:

- ✚ "Body sizing": comprende el volumen de control interno.
- ✚ "Face sizing": En torno a las zonas de influencia de la pala.
  - Borde de ataque
  - Borde de salida
  - Zona superior de la pala o extradós
  - Zona inferior de la pala o intradós

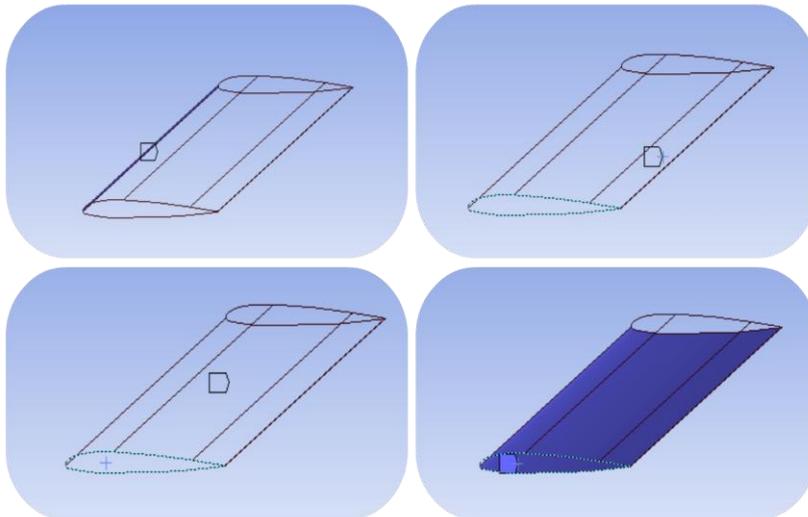


Figura 8.6: Dimensionamiento de la pala

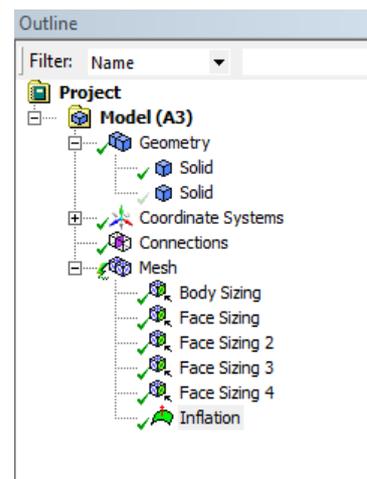


Figura 8.7: Características del mallado

A continuación se representa la resolución de ambas mallas, la grande de menor calidad, y la pequeña que rodea a la pala, mas precisa y sofisticada:

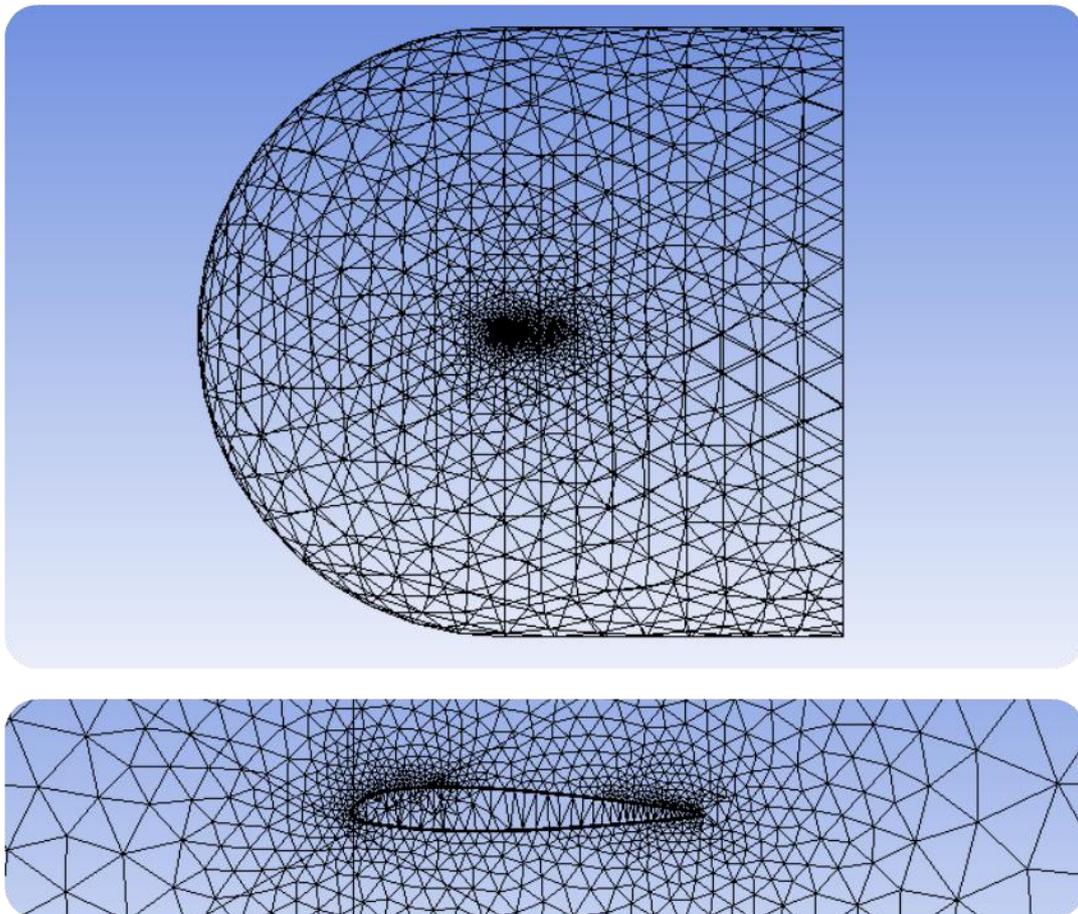


Figura 8.8: Mallado final con ampliación en la zona de influencia de la pala

Una vez se ha completado este proceso, se procede a nombrar las secciones de cada malla para facilitar la tarea cuando se establezcan las condiciones de contorno. A la zona de revolución delantera se le ha llamado "inlet", a la trasera "outlet", a la cara que está en contacto con el perfil "near\_side" y a la que está más alejada "far\_side"; también se ha de nombrar la superficie alar como "wing\_surface" y su zona opuesta como "wing\_tip".

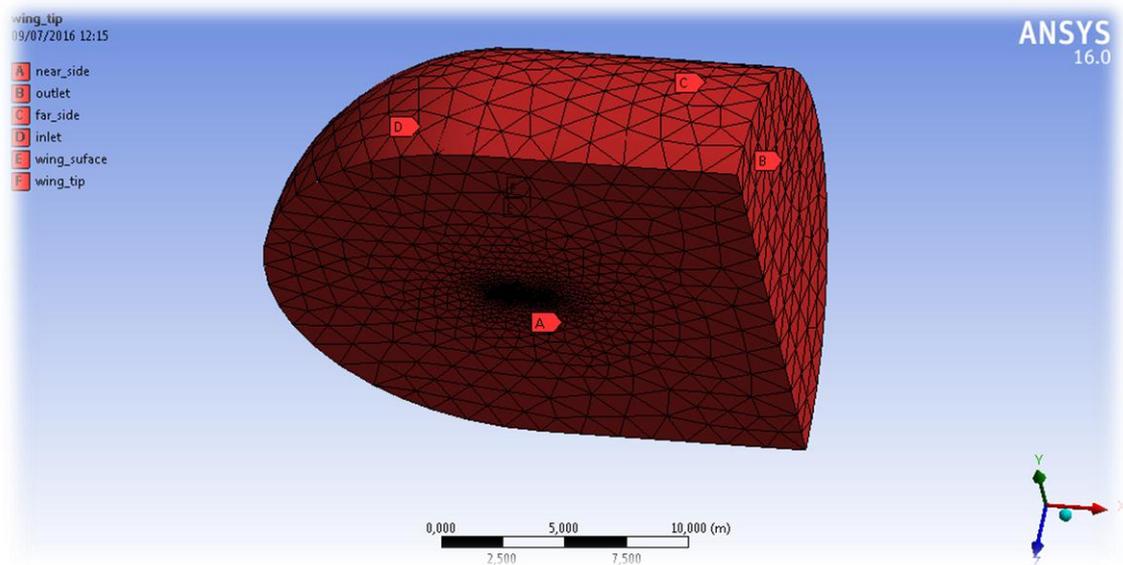


Figura 8.9: Denominación de las zonas de influencia en el mallado

Finalizado correctamente el mallado, ya se puede proceder al apartado "Set up" donde se seleccionan las condiciones de contorno.

## 8.5. SET UP

En este apartado de ANSYS Fluent seleccionaremos las condiciones de contorno, y se lanzarán los cálculos, proporcionando los resultados que serán analizados en el siguiente apartado: Resultados.

En primer lugar se selecciona la opción "Double Precision" y en opciones del procesador se seleccionará un modelo en paralelo con 4 procesadores, con esto conseguiremos la precisión suficientes para que los cálculos obtenidos sean coherentes.

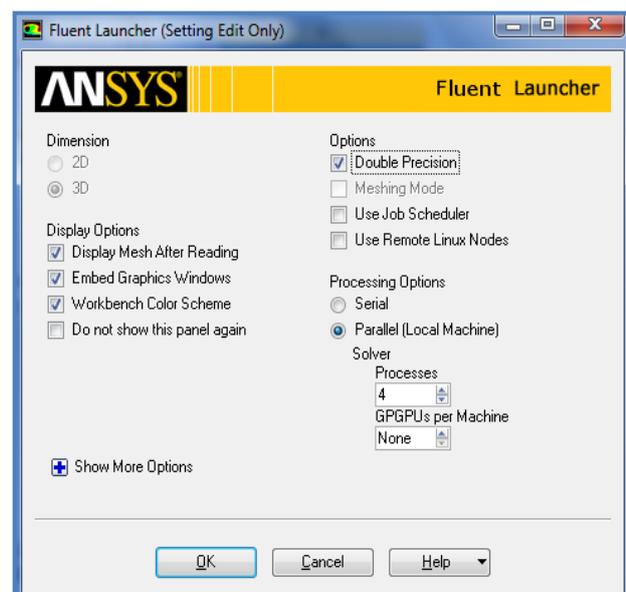


Figura 8.10: Fluent Launcher (Setting Edit Only)

Posterior a este proceso, aparece la ventana de ANSYS Fluent. Se pueden comprobar la calidad de la malla mediante "General-Mesh" con el comando "Check" y "Report quality". Otra manera de conseguir una malla en mejores condiciones, es convertir su dominio en poliédrico. En este caso debemos seleccionar "Mesh-Covert to domain-Polyhedra". Para comprobar finalmente la calidad de la malla, disponemos de una ventana que nos indican el número de celdas que aparecen en la malla. Para un problema de estas características, con tres dimensiones, se necesitaran entre 5 y 10 millones de celdas.

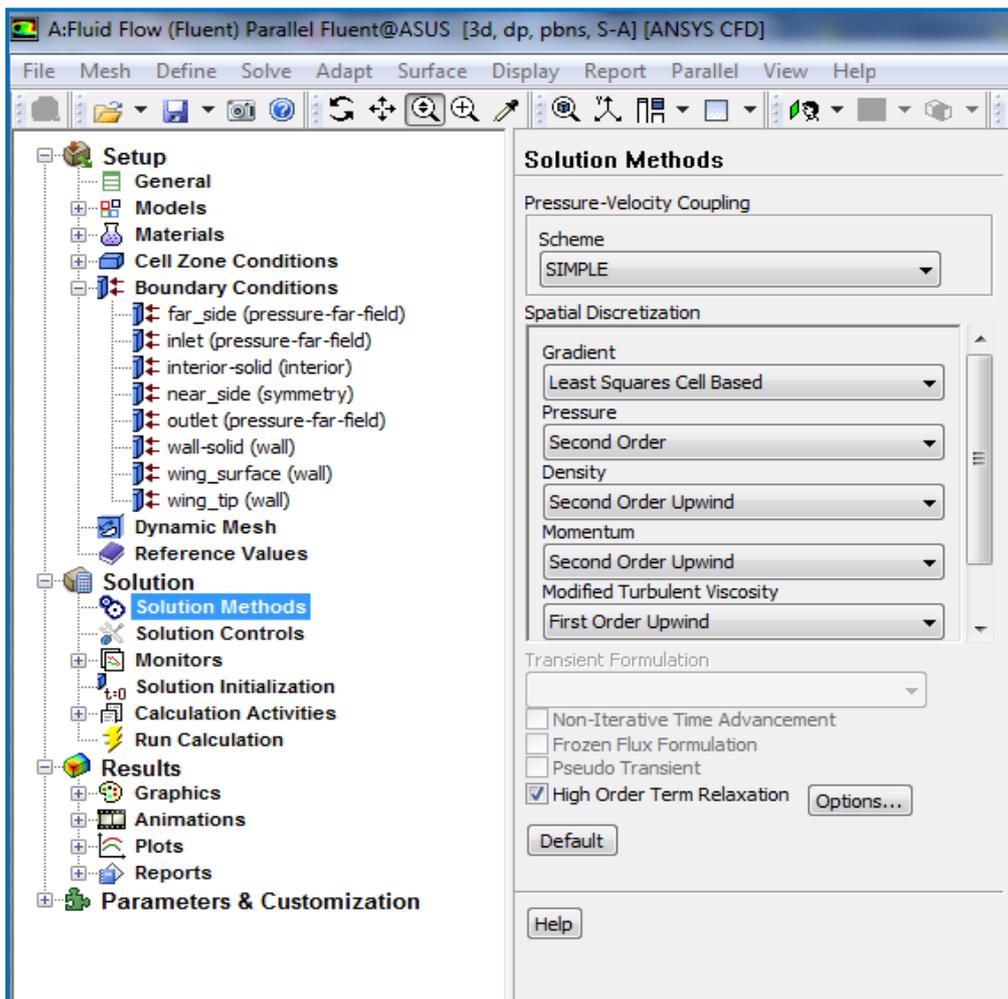


Figura 8.11: General Mesh y General Solver

En la ventana que se muestra, se eligen los modelos y la ecuaciones que se van a desarrollar. Para el caso del análisis del helicóptero, no tiene sentido realizar simulaciones supersónicas, puesto que la velocidad máxima operativa del BO 105 es de 242 km/h, es decir, Mach 0.22. Por lo tanto todos los cálculos lanzados con este programa serán en flujo incompresible. Para estos casos se usará el modelo "Pressure based" que no tiene en cuenta los términos temporales de las ecuaciones.

Para la resolución de este problema se debe hacer uso de un modelo en función de las características del flujo. Se abre "Models-Viscous" y aparecerá la siguiente ventana:

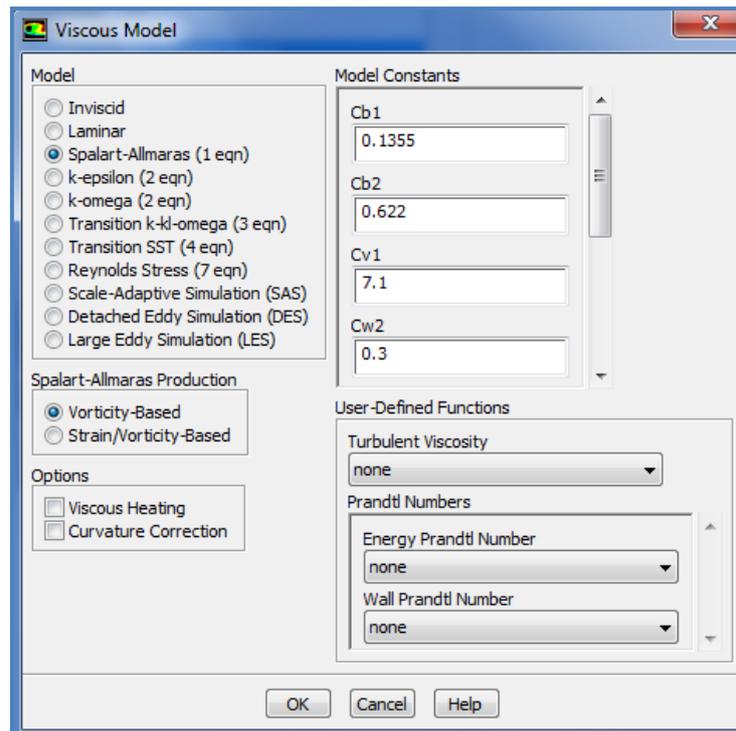


Figura 8.12: Elección del modelo viscoso

En el caso de que se desee simular un flujo laminar o no viscoso se podrá elegir la opción más adecuada, pero en nuestro caso elegiremos el modelo "Spalart-Allmaras" ya que se trata de una simulación en condiciones reales. El modelo "Spalart-Allmaras" es un modelo específicamente creado para simular aplicaciones aeronáuticas, y que proporciona unos buenos resultados. También resulta muy efectivo a bajos números de Reynolds, es decir, cuando las fuerzas viscosas no son despreciables, que es el caso que nos interesa. Este modelo está especialmente diseñado para flujos aerodinámicos, luego será el modelo viscoso elegido para el perfil que se va a analizar. Las constantes que aparecen en el modelo se dejan en sus valores por defecto.

Una vez completado este apartado, se procede a la activación de la energía, donde se puede alterar las temperaturas de las condiciones de contorno. En "Materials" se pueden modificar se pueden modificar la composición de la malla y la del sólido. Para ello se elige la opción "Fluid-air" y en la ventana que aparece se modifica la densidad, seleccionando "Ideal gas" y la viscosidad, seleccionando "Sutherland".

Con estas modificaciones se consigue disponer de un gas ideal en cuanto a densidades y de un potencial idealizado intermolecular ("Sutherland").

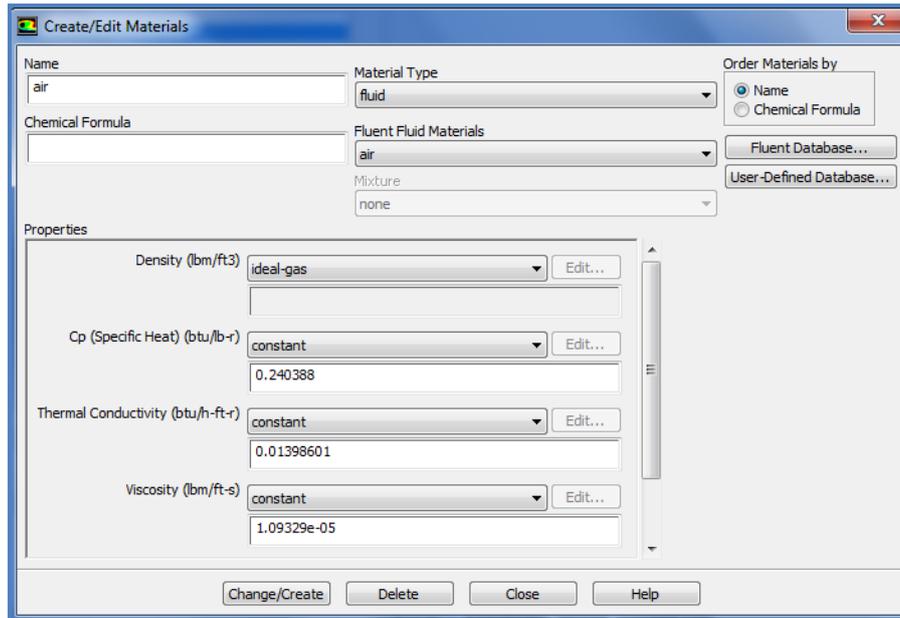


Figura 8.13: Edición de los materiales

El siguiente paso es establecer las condiciones de contorno. Estas condiciones se establecen en la zona de entrada, de salida y en campo lejano. A continuación en "Boundary Conditions" se elige la cara o superficie donde se desea establecer las condiciones y se selecciona el tipo de condición más adecuado. En el caso de "inlet" se puede seleccionar "velocity-inlet" o "pressure-inlet" en función de si se requiere flujo subsónico o supersónico. En "outlet" se puede seleccionar "pressure-outlet" donde se precisa la temperatura.

Como dato curioso, aparece la opción "Symmetry", esta condición ira asociada a la cara interior llamada "cara de simetría".

En las siguientes tablas aparecen los ensayos que se han realizado.

### Simulación 1 $\alpha: 0^\circ$

Ángulo de ataque constante  $0^\circ$

Velocidad			Temperatura	Temperatura Total BackFlow	Densidad	Presión
Mach	km/h	m/s	K	K	kg/m <sup>3</sup>	Pa
0.117	144	40	298	298.82	1.2254	101300
0.165	204	56.67	298	299.62	1.2254	101300
0.196	242	67.22	298	300.29	1.2254	101300

Tabla 8.1: Simulación 1 con ángulo de ataque  $0^\circ$

### Simulación 2 $\alpha: 5^\circ$

Ángulo de ataque constante  $5^\circ$

Velocidad			Temperatura	Temperatura Total BackFlow	Densidad	Presión
Mach	km/h	m/s	K	K	kg/m <sup>3</sup>	Pa
0.117	144	40	298	298.82	1.2254	101300
0.165	204	56.67	298	299.623	1.2254	101300
0.196	242	67.22	298	300.29	1.2254	101300

Tabla 8.2: Simulación 2 con ángulo de ataque  $5^\circ$

### Simulación 3 $\alpha: 15^\circ$

Ángulo de ataque constante  $15^\circ$

Velocidad			Temperatura	Temperatura Total BackFlow	Densidad	Presión
Mach	km/h	m/s	K	K	kg/m <sup>3</sup>	Pa
0.117	144	40	298	298.82	1.2254	101300
0.165	204	56.67	298	299.623	1.2254	101300
0.196	242	67.22	298	300.29	1.2254	101300

Tabla 8.3: Simulación 3 con ángulo de ataque  $15^\circ$

### Simulación 4 $\alpha: 20^\circ$

Ángulo de ataque constante  $20^\circ$

Velocidad			Temperatura	Temperatura Total BackFlow	Densidad	Presión
Mach	km/h	m/s	K	K	kg/m <sup>3</sup>	Pa
0.117	144	40	298	298.82	1.2254	101300
0.165	204	56.67	298	299.623	1.2254	101300
0.196	242	67.22	298	300.29	1.2254	101300

Tabla 8.4: Simulación 4 con ángulo de ataque  $20^\circ$

## 8.6. SOLUCIONES

Se han llevado a cabo 12 simulaciones, donde se han variado las velocidades y los ángulos de ataque del perfil. En cuanto a los métodos de solución, se ha utilizado la solución "SIMPLE" para el acoplamiento presión-velocidad, con "Least Squares Cell Based" para el gradiente, ya que el caso analizado es subsónico con flujo incompresible. Se ha dejado por defecto el resto de configuraciones.

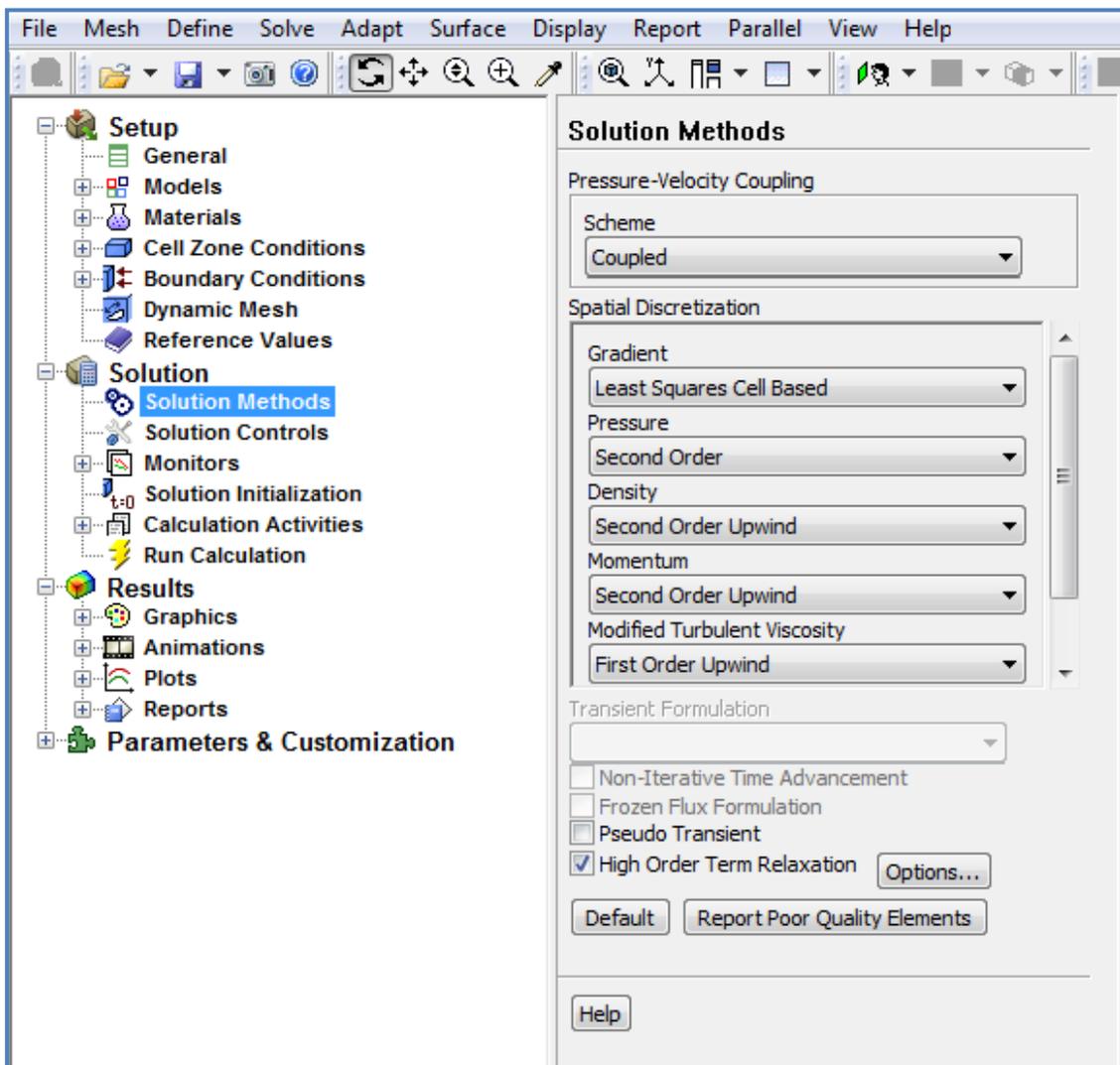


Figura 8.14: Métodos de solución

En todas las simulaciones se ha utilizado la opción "High order term relaxation", y se ha indicado en los monitores el gráfico de residuos para establecer las condiciones de convergencia, todas por debajo de  $1e-06$ . También hacemos uso de la opción "Mass Flow rate", la cual debe converger a 0, ya que el flujo másico debe ser nulo entre la entrada y la salida por la conservación de la masa.

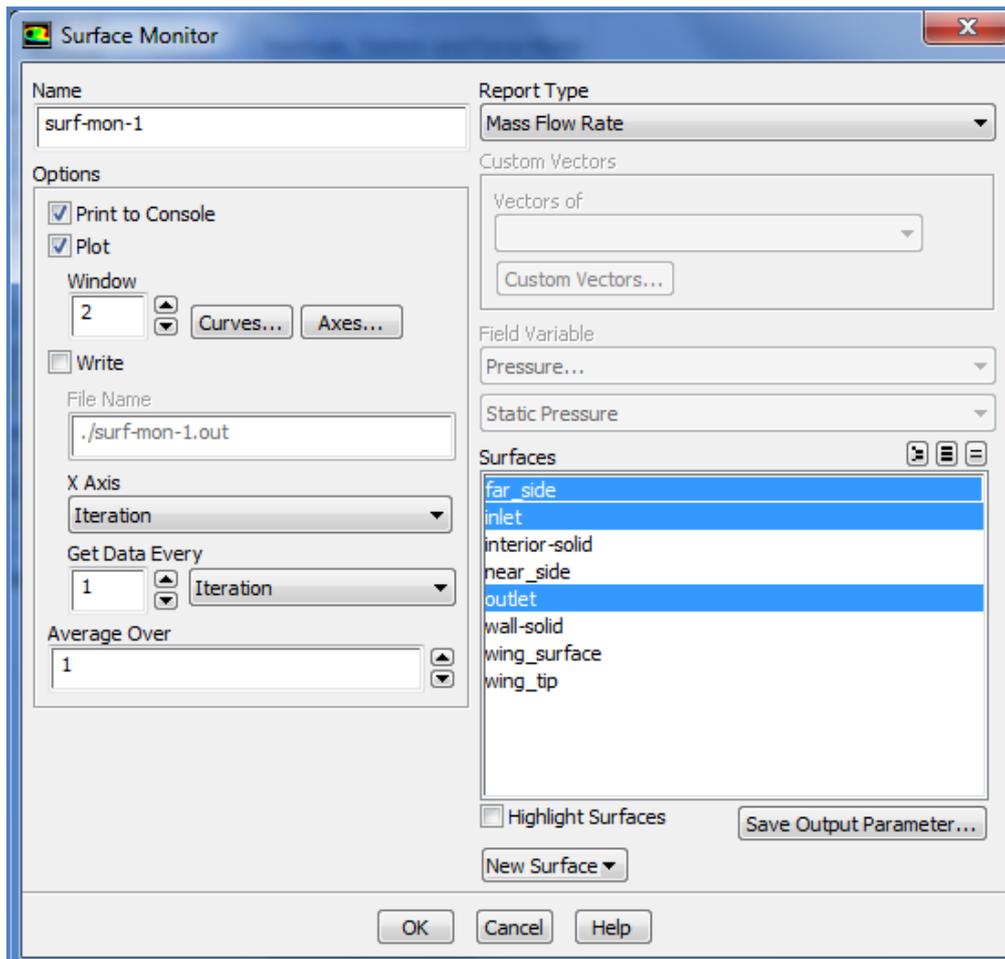


Figura 8.15: Monitorización "Mass Flow rate"

Finalmente ya se puede inicializar la solución, luego se pulsa en la pestaña correspondiente a "Solution Initialization" y se selecciona "Compute from: inlet". Hecho esto ya se puede proceder al cálculo iterativo de la solución.

Hemos elegido realizar 1000 iteraciones en cada simulación, sin embargo, cuando notamos que la solución converge, ya se puede detener el cálculo y afrontar los resultados, en concreto, le daremos especial importancia al cálculo de las fuerzas aerodinámicas (Lift y Drag) y visualizaremos la pala con las líneas de corriente o "pathlines" que parten de cualquier superficie definida del modelo, ya sea la entrada o el perfil.

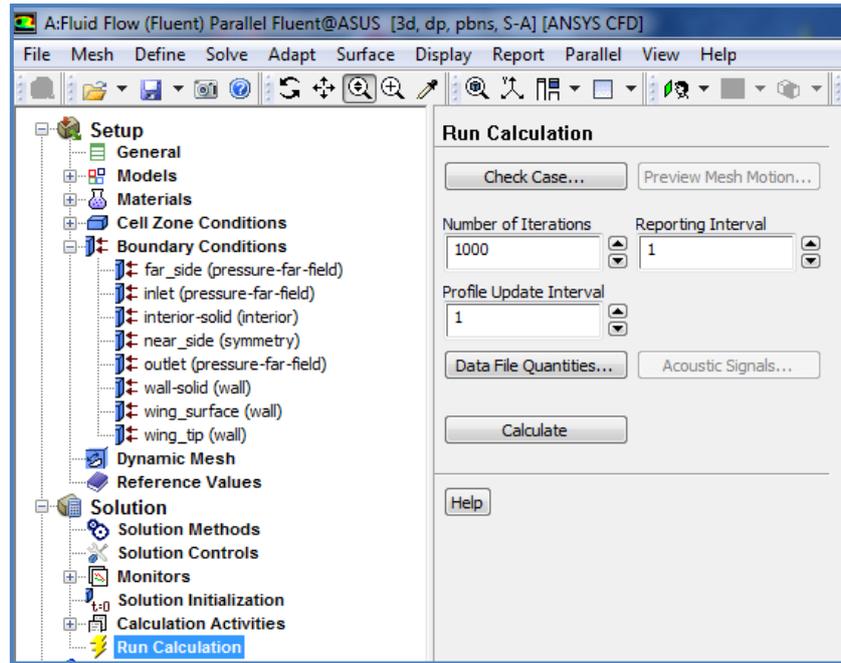


Figura 8.16: Cálculo de la solución. Run Calculation

## 8.7. RESULTADOS

En primer lugar se ha hallado computacionalmente la sustentación y resistencia para diferentes velocidades y ángulos de ataque, mientras que el coeficiente de sustentación  $C_l$ , el coeficiente de resistencia  $C_d$  y la eficiencia aerodinámica  $EA$ , se calcularán a partir de los resultados obtenidos en el apartado 8.5 SET UP, y gracias a las fórmulas que mencionaremos en el siguiente apartado. Es necesario mencionar que no es razonable, en este caso, estudiar resultados en régimen supersónico, puesto que la velocidad máxima operativa del helicóptero BO 105 no sobrepasa un Mach de 0.3.

A continuación se representan las tablas con los resultados de las simulaciones obtenidas en Ansys Fluent 16, y posteriormente se graficarán las líneas de corriente del perfil para cada una de las simulaciones:

### Simulación 1 $\alpha: 0^\circ$

Ángulo de ataque constante  $0^\circ$

Velocidad			Lift	Drag
<i>Mach</i>	<i>km/h</i>	<i>m/s</i>	<i>N</i>	<i>N</i>
0.117	144	40	<b>154.427</b>	<b>147.101</b>
0.165	204	56.67	<b>303.764</b>	<b>164.479</b>
0.196	242	67.22	<b>405.803</b>	<b>179.044</b>

Tabla 8.5: Resultados de la simulación 1 con ángulo de ataque  $0^\circ$

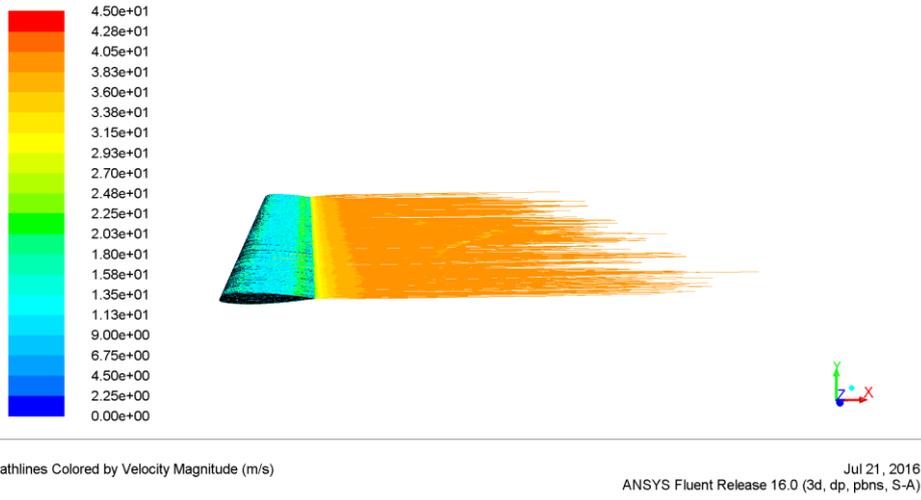


Figura 8.17: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 0^\circ$  y Mach: 0.117

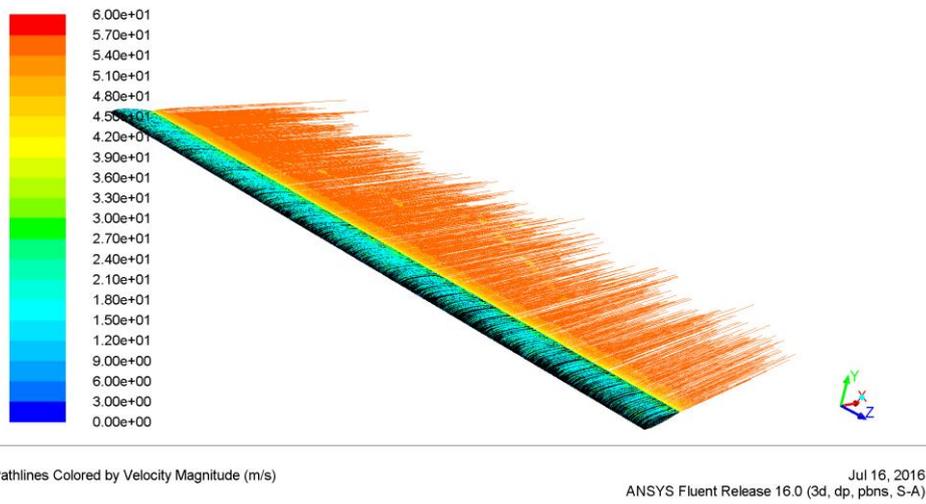


Figura 8.18: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 0^\circ$  y Mach: 0.165

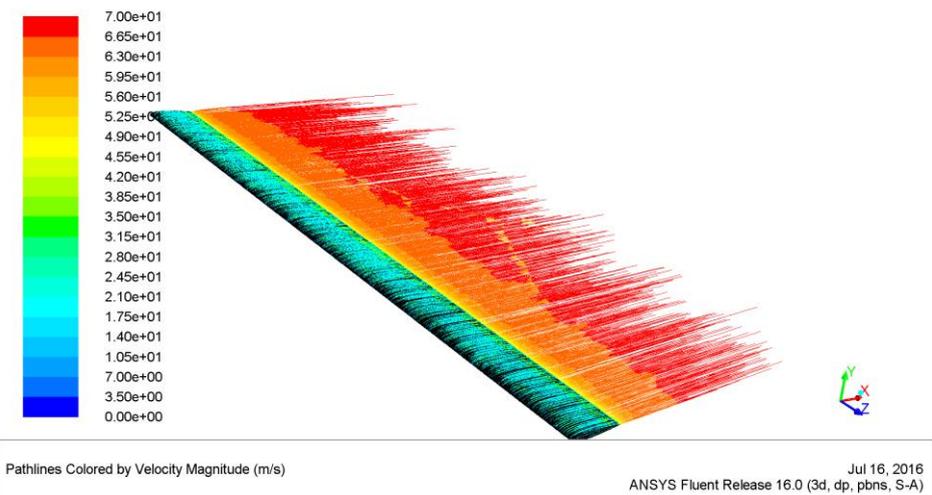


Figura 8.19: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 0^\circ$  y Mach: 0.196

## Simulación 2 $\alpha: 5^\circ$

Ángulo de ataque constante  $5^\circ$

Velocidad			Lift	Drag
Mach	km/h	m/s	N	N
0.117	144	40	<b>674.042</b>	<b>157.396</b>
0.165	204	56.67	<b>1426.735</b>	<b>182.524</b>
0.196	242	67.22	<b>3175.116</b>	<b>274.527</b>

Tabla 8.6: Resultados de la simulación 2 con ángulo de ataque  $5^\circ$

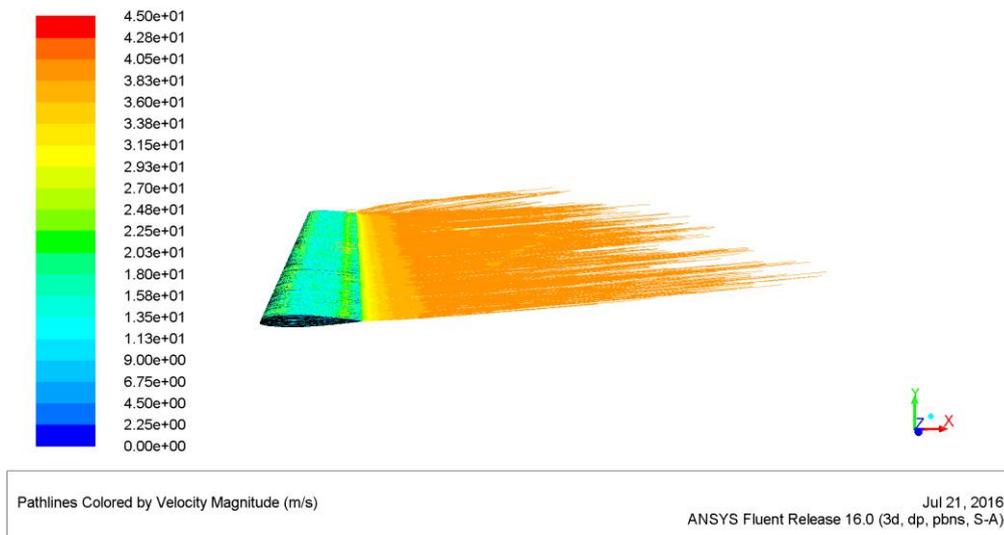


Figura 8.20: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 5^\circ$  y Mach: 0.117

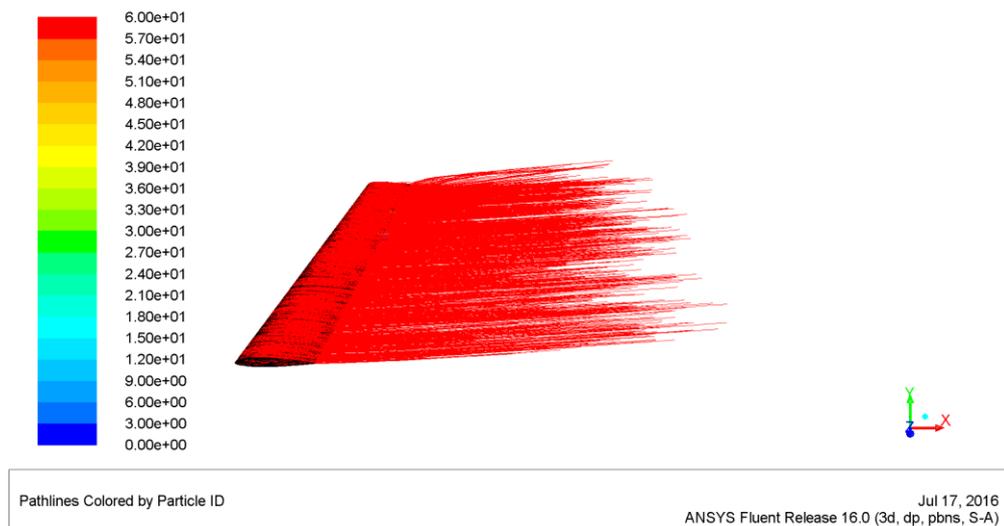


Figura 8.21: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 5^\circ$  y Mach: 0.165

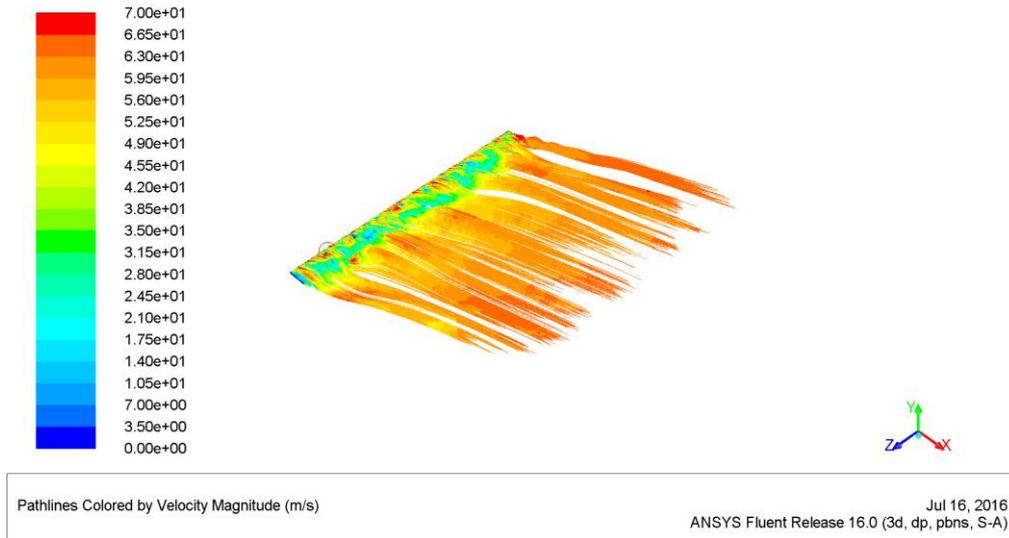


Figura 8.22: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 5^\circ$  y Mach: 0.196

### Simulación 3 $\alpha: 15^\circ$

Ángulo de ataque constante  $15^\circ$

Velocidad			Lift	Drag
Mach	km/h	m/s	N	N
0.117	144	40	<b>975.993</b>	<b>259.003</b>
0.165	204	56.67	<b>2537.582</b>	<b>368.060</b>
0.196	242	67.22	<b>2970.515</b>	<b>484.445</b>

Tabla 8.7: Resultados de la simulación 3 con ángulo de ataque  $15^\circ$

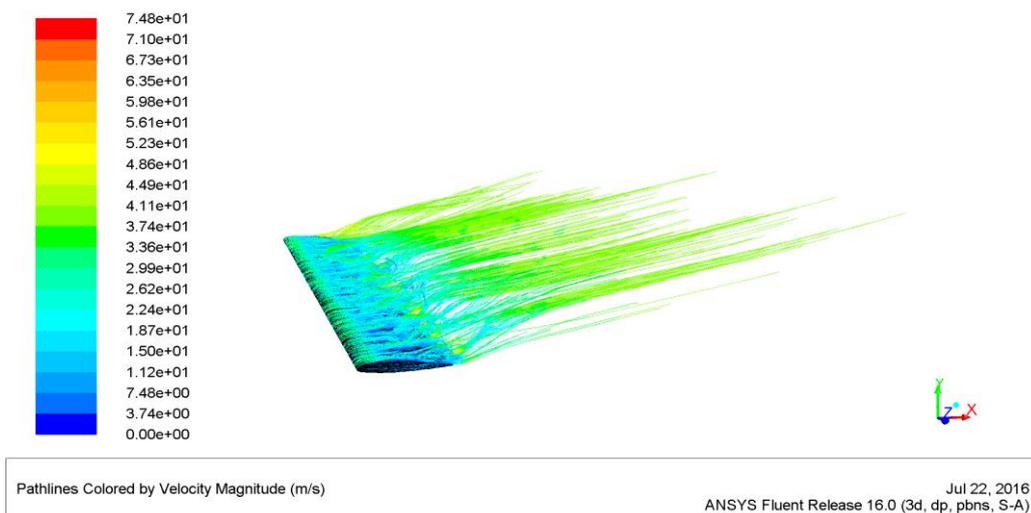


Figura 8.23: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 15^\circ$  y Mach: 0.117

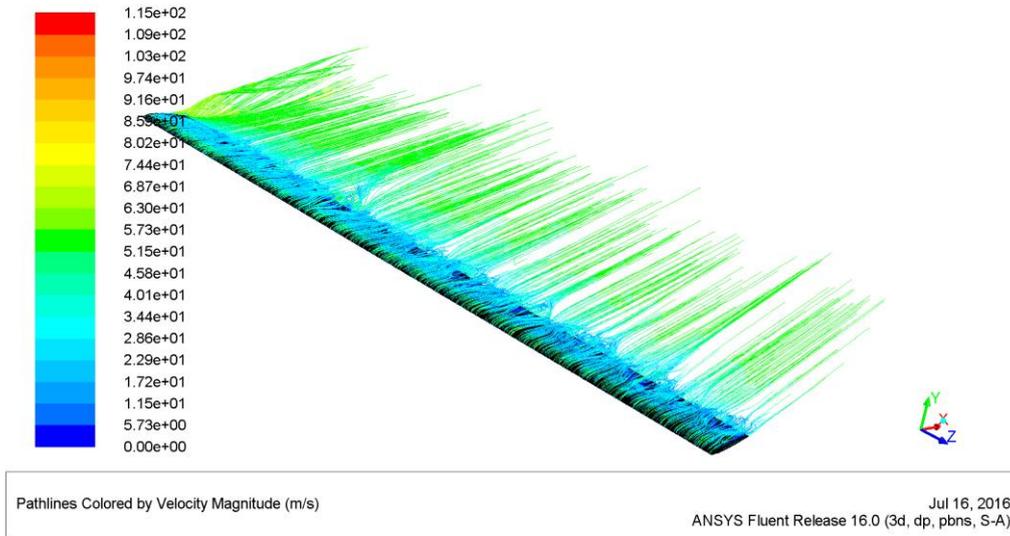


Figura 8.24: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 15^\circ$  y Mach: 0.165

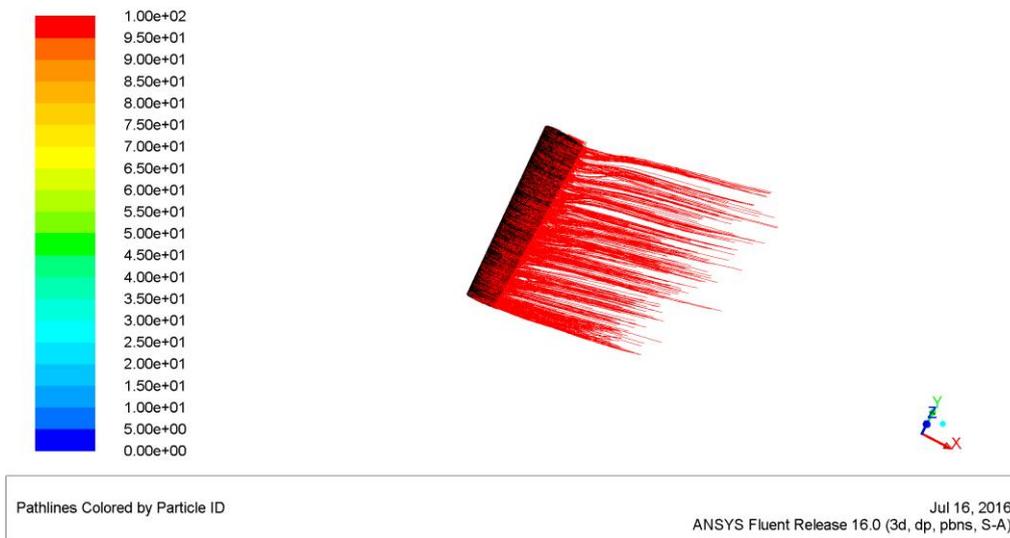


Figura 8.25: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 15^\circ$  y Mach: 0.196

## Simulación 4 $\alpha: 20^\circ$

Ángulo de ataque constante  $20^\circ$

Velocidad			Lift	Drag
Mach	km/h	m/s	N	N
0.117	144	40	<b>375.378</b>	<b>353.839</b>
0.165	204	56.67	<b>673.917</b>	<b>538.623</b>
0.196	242	67.22	<b>3056.682</b>	<b>898.743</b>

Tabla 8.8: Resultados de la simulación 4 con ángulo de ataque  $0^\circ$

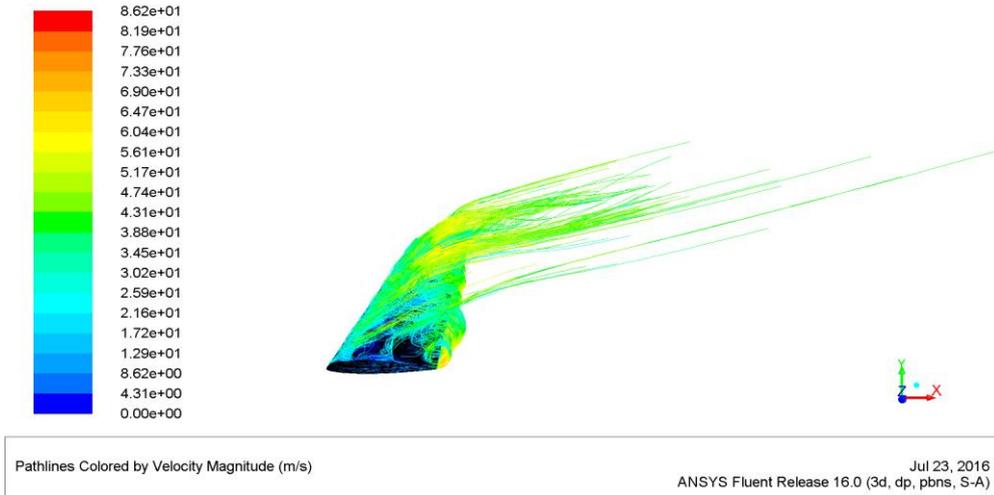


Figura 8.26: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 20^\circ$  y Mach: 0.117

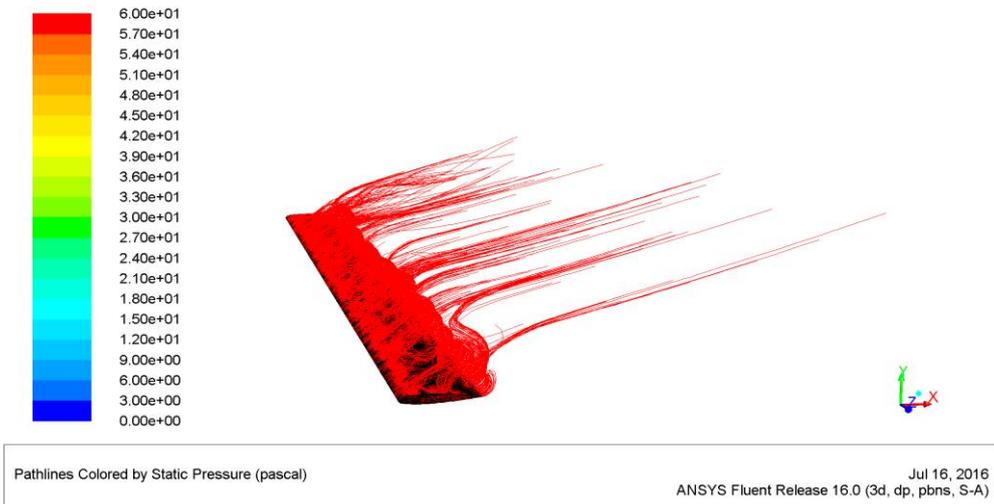


Figura 8.27: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 20^\circ$  y Mach: 0.165

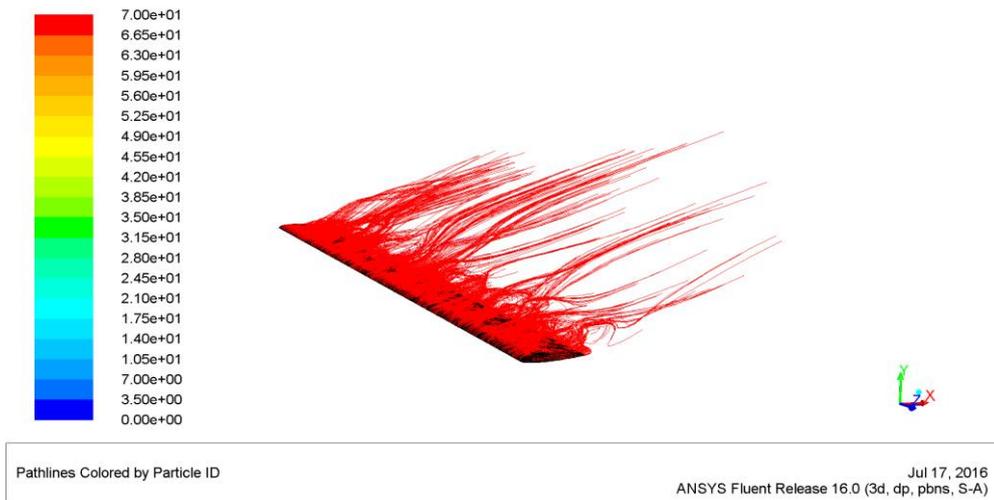


Figura 8.28: Líneas de corriente de la pala con  $\alpha: 20^\circ$  y Mach: 0.196

Gracias a la representación de las líneas de corriente sobre el cuerpo alar, se puede observar la entrada en pérdida del perfil. La entrada en pérdida se produce por desprendimiento de la capa límite de la superficie del ala que genera la sustentación. Al desprenderse esta capa, disminuye rápidamente la sustentación, aumenta la resistencia aerodinámica y el avión cae por su propio peso.

La capa límite tiende a permanecer pegada a la superficie superior del ala, al aumentar el ángulo de ataque esta capa continua pegada a la superficie, pero a partir de un determinado ángulo (ángulo crítico) se empiezan a generar turbulencias en el borde de salida, esta capa no puede seguir pegada y se desprende de manera más o menos súbita, disminuyendo el efecto de la sustentación. En este momento hemos entrado en pérdida.

Entre los  $0^\circ$  y  $5^\circ$  de ángulo de ataque, se comprueba que la capa límite permanece adherida al perfil, por lo tanto en estas condiciones la pala no entra en pérdida, una vez se alcanzan ángulos de ataque superiores, se observa que la capa límite se desprende poco a poco de la superficie, provocando una reducción de la sustentación. En la simulación 3 ( $\alpha: 15^\circ$ ), ya se observa como la capa límite no se encuentra totalmente adherida al borde de fuga, y en la simulación 4 ( $\alpha: 20^\circ$ ), la capa límite se encuentra totalmente desprendida. Además se puede observar la aparición de torbellinos en torno a los  $20^\circ$  de ángulo de ataque, que se intensificarán con forme vayamos aumentando dicho ángulo. Esto ocurre ya que se supera el ángulo de entrada en pérdida (ángulo crítico) y aparecen zonas de recirculación en la capa límite. El flujo comienza a separarse en el borde de fuga, y según aumenta el ángulo de ataque va afectando a una superficie de ala cada vez mayor. Ante esta situación aparecen los torbellinos, que provocarán un considerable aumento de la resistencia, seguido de la disminución de sustentación.

Observando las imágenes, el comienzo de la entrada en pérdida se produce entre los 15 y 20 grados de ángulo de ataque, en el cual, los torbellinos comienzan a dominar gran parte de superficie alar.

Son destacables los problemas de dirección de flujos en ángulos de ataque elevados, que recorren el perfil de forma que el flujo no sale por el borde de fuga, sino que se desprende mucho antes. Esto supone un problema grave, que se puede deber a la configuración de forma del ala, ya que seguramente este perfil aerodinámico (NACA 23012) no esté diseñado para trabajar a tan elevados ángulos de ataque.

## 9. ANÁLISIS DE LA PALA DEL HELICÓPTERO BO 105 CON TÚNEL DE VIENTO

El túnel de viento o túnel aerodinámico es una herramienta de investigación utilizada para el estudio de los efectos del movimiento del aire alrededor de objetos sólidos. Con esta herramienta se simulan las condiciones que experimentará el objeto de la investigación en una situación real. En un túnel de viento, el objeto de estudio permanece estacionario, mientras se propulsa el paso del aire alrededor de él. El túnel de viento se utiliza principalmente para analizar fenómenos que se manifiestan cuando el aire baña objetos como: aviones, naves espaciales, misiles o perfiles aerodinámicos.

### 9.1. ¿CÓMO FUNCIONA UN TÚNEL DE VIENTO?

El aire es soplado o aspirado a través de un conducto equipado con rejillas estabilizadoras, para simular flujo laminar o turbulento según se desee. Los modelos se montan para su estudio en un equipo llamado balanza, provistos de sensores que proporcionan la información necesaria para calcular los coeficientes de sustentación y resistencia. También existen otros dispositivos que registran la diferencia de presiones en la superficie del modelo en cuestión.

En un túnel de viento se puede detectar la dirección del flujo de aire y su velocidad relativa uniendo hebras al objeto de estudio. También se puede inyectar tintes o humo en el flujo de aire para observar el movimiento de las partículas y además se pueden insertarse sondas en puntos específicos del flujo de aire para medir la presión estática y dinámica del flujo.



Figura 9.1: Túnel de viento

## 9.2. RESULTADOS

En este apartado realizaremos el estudio aerodinámico del perfil alar de la pala del helicóptero BO 105. Para ello se ha diseñado una maqueta del perfil NACA 23012, de unos 18 cm de envergadura y 10 cm de cuerda, para introducirla dentro del túnel de viento y analizar la sustentación y resistencias generadas combinando diferentes velocidades y ángulos de ataque.

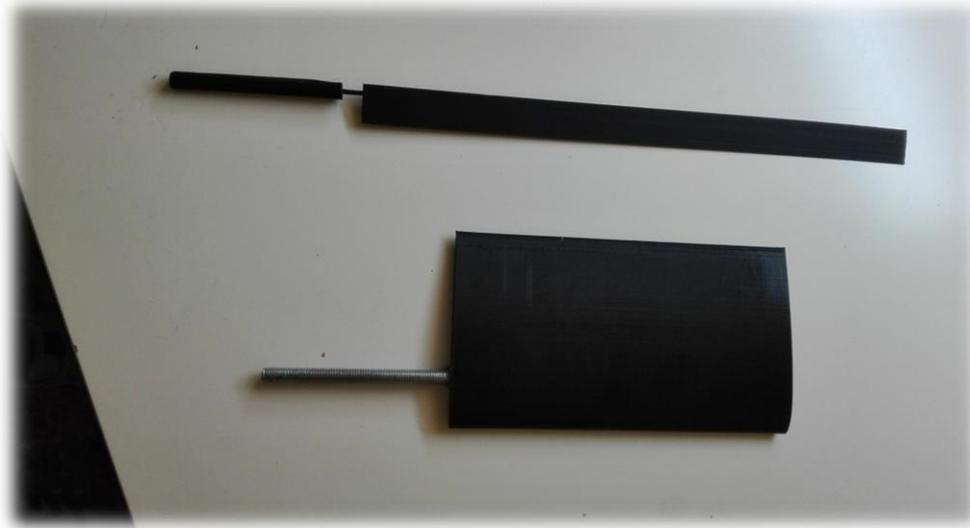


Figura 9.2: Arriba: Pala BO 105 a escala. Abajo: Perfil NACA 23012 introducida en túnel de viento

Los resultados obtenidos se remarcan en la siguiente tabla:

### Resultados en el Túnel de viento

Ángulo de ataque	Velocidad 25 m/s		Velocidad 32 m/s		Velocidad 40 m/s	
	Lift	Drag	Lift	Drag	Lift	Drag
$\alpha$						
0	0,29862	0,10459	0,43244	0,20624	0,35752	0,29290
2	0,34255	0,11664	0,55129	0,13163	0,84991	0,23622
4	1,26893	0,07333	1,95558	0,11375	2,94086	0,25876
6	2,05995	0,12125	3,10566	0,26171	4,25575	0,40966
8	2,14984	0,21085	3,56910	0,36924	5,86927	0,66515
10	2,92743	0,11036	4,55543	0,06301	7,52777	0,48145
12	2,92743	0,11036	4,95842	0,17510	9,19970	0,66688
15	2,82306	0,11785	6,76522	0,01094	12,1860	0,74483
18	2,89749	0,46289	5,01935	0,42893	8,87204	1,69450

Tabla 9.1: Resultados de fuerzas obtenidas en el análisis del túnel de viento

En la tabla 9.1, se muestran las fuerzas que se han obtenido con el análisis de la pala del rotor del helicóptero BO 105 en el túnel de viento. Las fuerzas obtenidas son: sustentación y resistencia. Estas fuerzas se dan para todos los ángulos de ataque que se han mostrado anteriormente, desde  $0^\circ$  hasta  $18^\circ$ .

Sin embargo, la representación de estas fuerzas no tiene mucho sentido, ya que pertenecen exclusivamente al perfil alar introducido en el túnel de viento ( $18 \times 10$  cm). Lo que se debe hacer, es conseguir los coeficientes de sustentación y resistencia, ya que son adimensionales y no van a depender del tamaño del ala, solamente de la geometría alar.

Por lo tanto haremos uso de las formulas que detallaremos en el siguiente apartado, para conseguir estos coeficientes, y posteriormente detallaremos las similitudes y diferencias entre los dos métodos empleados: análisis con Ansys Fluent y análisis con el túnel de viento.

Nótese que hemos elegido tres velocidades para representar en el túnel de viento: 25, 32 y  $40 \text{ m/s}$ . De esta manera, evitaremos errores de cálculo, ya que disponemos de mayor cantidad de medidas, y además podremos comparar fácilmente los resultados obtenidos a  $40 \text{ m/s}$ , ya que esta velocidad ha aparecido en ambos procedimientos. Solo aparece  $40 \text{ m/s}$  como velocidad en común ya que en el túnel de viento no somos capaces de alcanzar una velocidad superior a  $55 \text{ m/s}$ , por lo que  $40 \text{ m/s}$  era una velocidad adecuada para ambos métodos.

A continuación se muestran algunas imágenes obtenidas durante las mediciones en el túnel de viento:

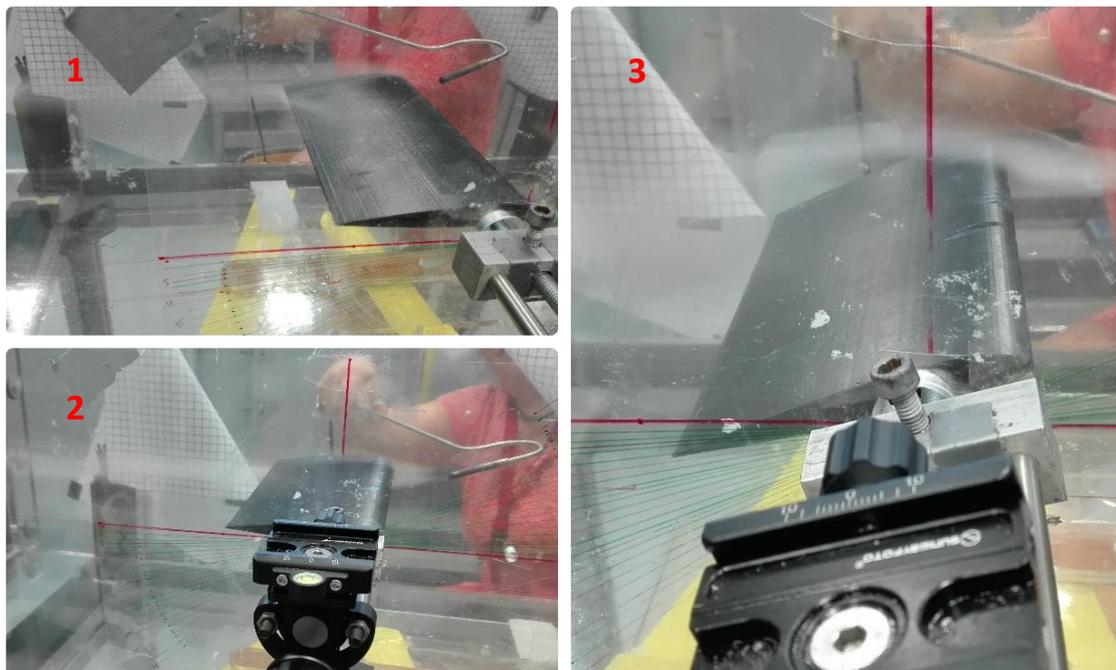


Figura 9.3: 1) Vórtices en punta del ala. 2) Flujo adherido al perfil. 3) Flujo desprendido del perfil

## 10.RESULTADOS Y COMPARATIVA DE LOS DOS ANÁLISIS

En este apartado se representarán las fuerzas de sustentación, resistencia y sus respectivos coeficientes en función del Mach y del ángulo de ataque. También se realizará un estudio de la eficiencia aerodinámica y de la curva polar del helicóptero; posteriormente se compararan los resultados obtenidos en Ansys Fluent y en el túnel de viento, a fin de comprobar que método es más exacto y presenta menos imperfecciones.

Con los resultados obtenidos en Ansys Fluent y en el túnel de viento, se han conseguido los coeficientes de sustentación, resistencia y eficiencia aerodinámica de ambas alas.

$$EA = \frac{L}{D}$$

*Ecuación 10.1: Fórmula de la eficiencia alar*

$$Cl = \frac{L}{\frac{1}{2} * \rho * S * v^2}$$

*Ecuación 10.2: Fórmula del coeficiente de sustentación*

$$Cd = \frac{D}{\frac{1}{2} * \rho * S * v^2}$$

*Ecuación 10.3: Fórmula del coeficiente de resistencia*

Siendo "L" la sustentación, "D" la resistencia, " $\rho$ " la densidad del aire, "S" la superficie alar y "v" la velocidad del flujo (dependiente del Mach y la altitud).

A continuación se mostrarán los estudios realizados en forma de gráficas, que nos permiten un análisis mucho más visual. Primero representaremos los resultados obtenidos con Ansys Fluent, y posteriormente los obtenidos con el túnel de viento. Finalmente se realizará la comparación entre ambos métodos para una velocidad en común:

### 10.1. ANSYS FLUENT 16

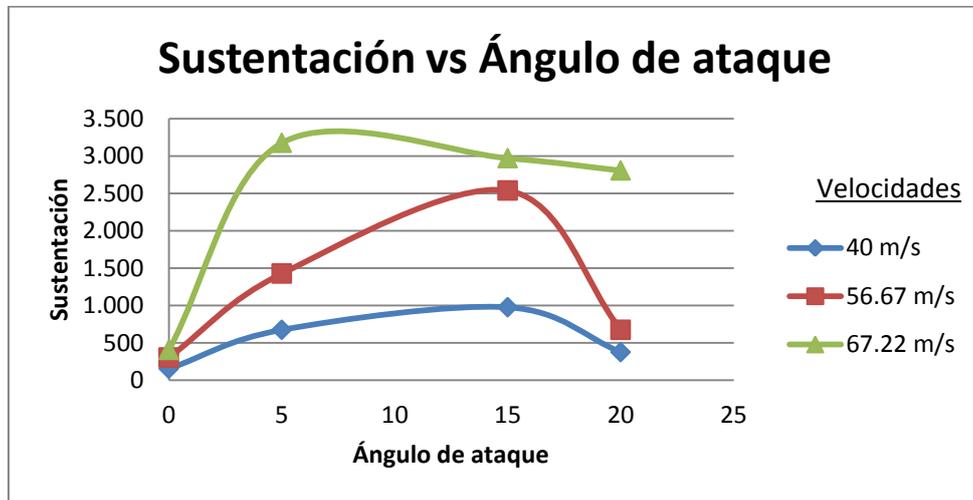
En este apartado aparecen todos los resultados de las iteraciones realizadas con Ansys Fluent 16, gráficas representativas de las fuerzas y coeficientes aerodinámicos, y una breve descripción de la evolución de las gráficas.

## Resultados en Ansys Fluent 16

Ángulo de ataque	Velocidad 40 m/s				Velocidad 56.67 m/s				Velocidad 67.22 m/s			
$\alpha$	Lift	$C_l$	Drag	$C_d$	Lift	$C_l$	Drag	$C_d$	Lift	$C_l$	Drag	$C_d$
<b>0</b>	154	0.127	147	0.121	304	0.124	164	0.067	406	0.118	179	0.052
<b>5</b>	674	0.557	157	0.129	1.427	0.584	183	0.075	3.175	0.923	275	0.225
<b>15</b>	976	0.802	259	0.213	2.538	1.038	368	0.151	2.971	0.864	484	0.398
<b>20</b>	375	0.308	354	0.291	674	0.276	539	0.220	3.057	0.889	899	0.738

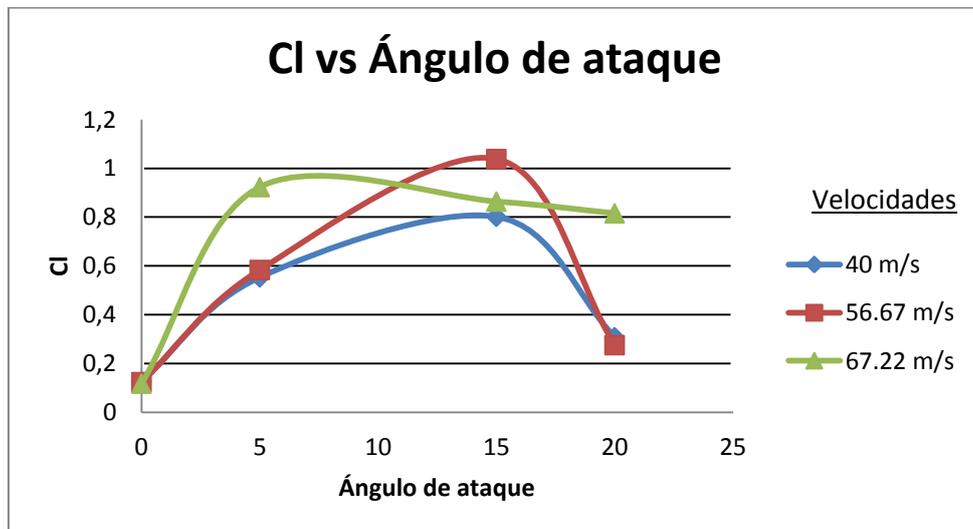
*Tabla 10.1: Resultados obtenidos en Ansys Fluent*

### Sustentación vs Ángulo de ataque



*Figura 10.1: Sustentación en función del ángulo de ataque*

### Cl vs Ángulo de ataque



*Figura 10.2: Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque*

La sustentación, y en consecuencia, su coeficiente, dependen directamente del ángulo de ataque, aumentando según aumenta éste hasta llegar a un punto máximo o a un ángulo de ataque crítico (en este punto la sustentación y su coeficiente son máximos), después del cual el flujo de aire que pasa sobre el extradós (superficie superior del ala), no logra recorrer en su totalidad y mantenerse adherido al perfil aerodinámico, dando lugar a que se desprenda la capa límite y provoque la entrada en pérdida del perfil.

En esta gráfica se ha representado la sustentación en función del ángulo de ataque, para todas las velocidades dadas; la sustentación aumenta conforme se incrementa el ángulo de ataque, hasta que alcanza su máximo en el ángulo de ataque crítico: unos  $12^\circ$  para 40 y  $56.67 \text{ m/s}$  y unos  $8^\circ$  para  $67.22 \text{ m/s}$ . Una vez alcanzado el ángulo de ataque crítico, la capa límite comienza a desprenderse y la sustentación disminuye bruscamente.

Por lo general, obtendremos un mayor coeficiente de sustentación, para velocidades elevadas, sin embargo la capa límite desprenderá antes, por lo que el ángulo de ataque crítico será menor para estos casos (grandes velocidades).

#### Resistencia vs Ángulo de ataque

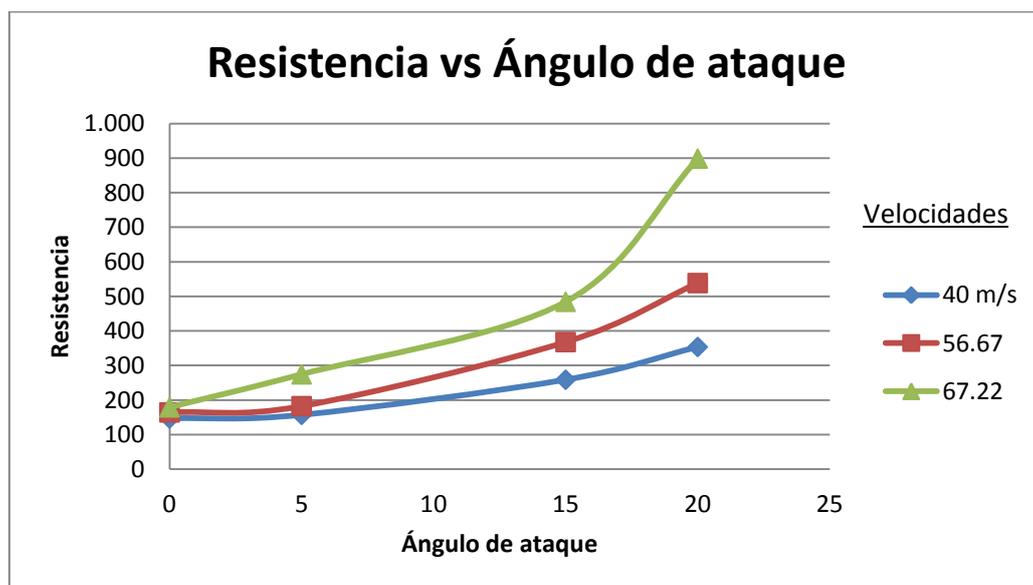


Figura 10.3: Resistencia en función del ángulo de ataque

En este caso se representa la resistencia y su coeficiente en función del ángulo de ataque, a partir de varias velocidades. Como se puede comprobar, la resistencia aumenta conforme se incrementa el ángulo de ataque, puesto que al aumentar el ángulo, también aumenta la superficie que incide con el viento relativo, y una vez que se alcanza el ángulo crítico, la resistencia aumenta considerablemente, ya que en este caso, el flujo ya no se encuentra totalmente adherido al perfil.

Se puede comprobar cómo la resistencia aumenta de manera constante a bajos ángulo de ataque, y a medida que estos se incrementa la resistencia comienza a elevarse de manera exponencial.

### Cd vs Ángulo de ataque

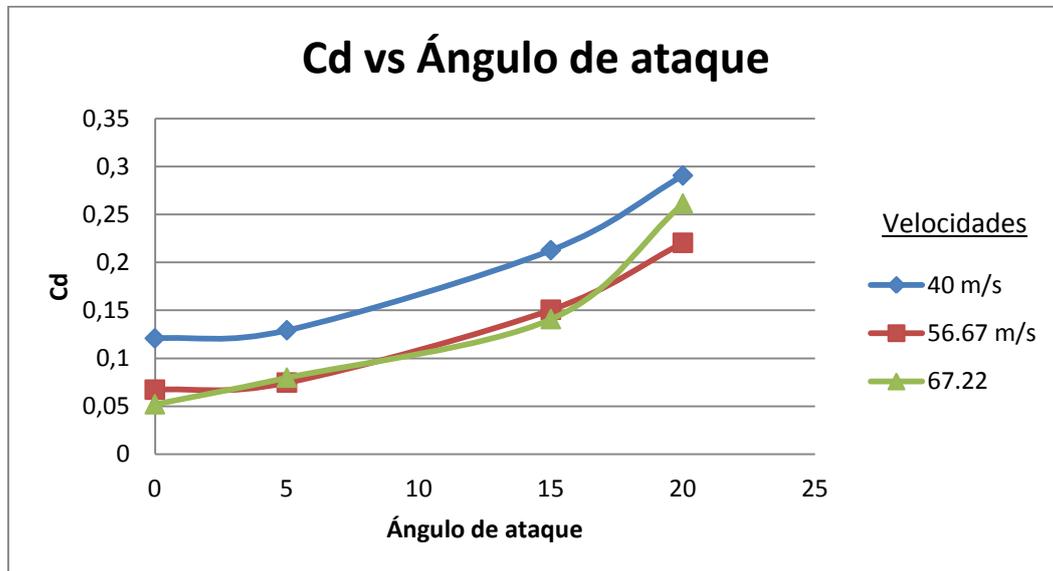


Figura 10.4: Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque

Lo mismo ocurre con el coeficiente de resistencia, aumenta constantemente a bajos ángulos de ataque, y una vez que supera el ángulo crítico el Cd aumenta de manera exponencial.

### Sustentación vs Mach

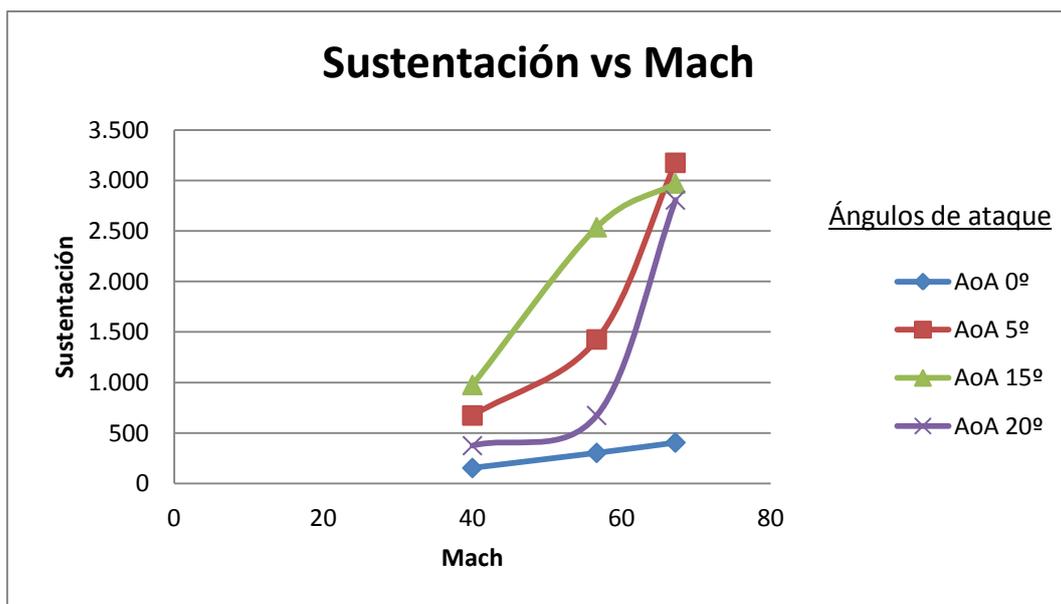


Figura 10.5: Sustentación en función del Mach

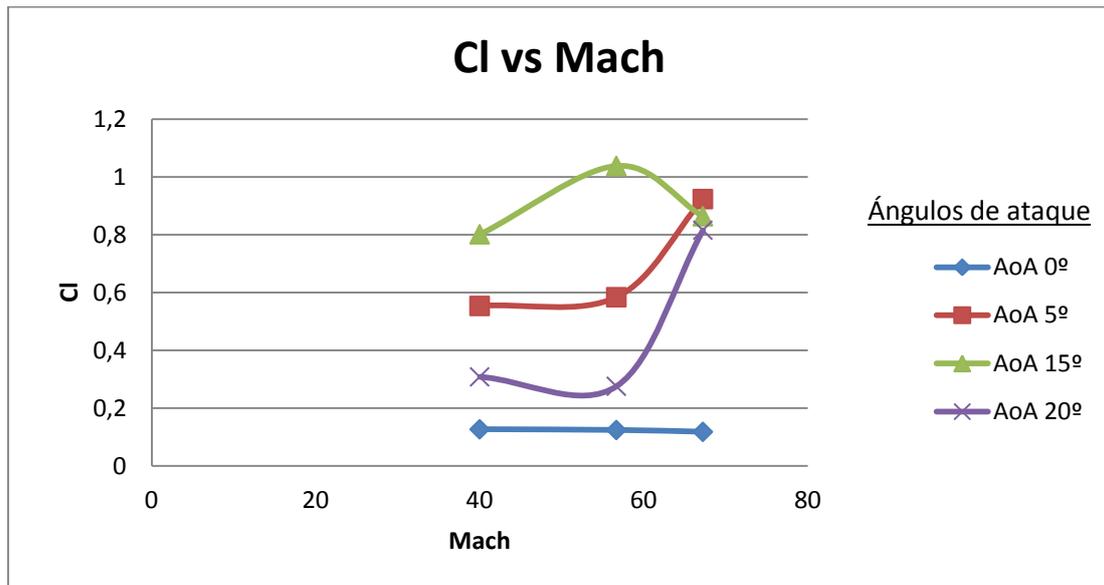
Cl vs Mach

Figura 10.6: Coeficiente de sustentación en función del Mach

A continuación se representa la sustentación y su coeficiente en función del Mach, para ciertos ángulos de ataque. A mayor velocidad sobre el perfil, mayor es la sustentación. La sustentación es proporcional al cuadrado de la velocidad (Teorema de Bernoulli), siendo por tanto este factor el que comparativamente más afecta a la sustentación.

En la Figura 10.5 se verifica la anterior afirmación, la sustentación, aumenta con la velocidad, ya que sustentación y velocidad están relacionadas proporcionalmente.

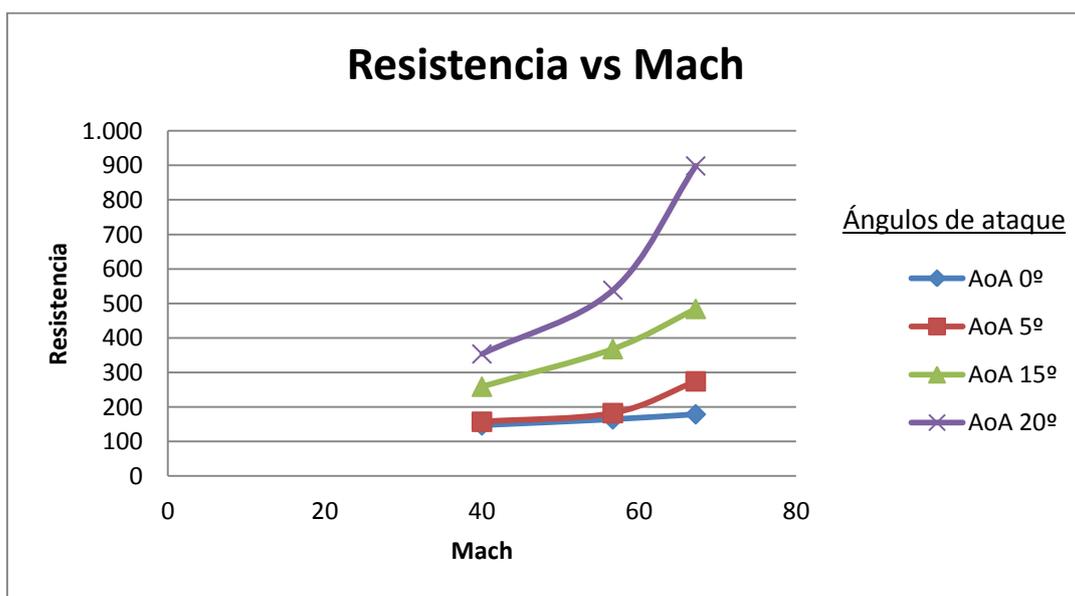
Resistencia vs Mach

Figura 10.7: Resistencia en función del Mach

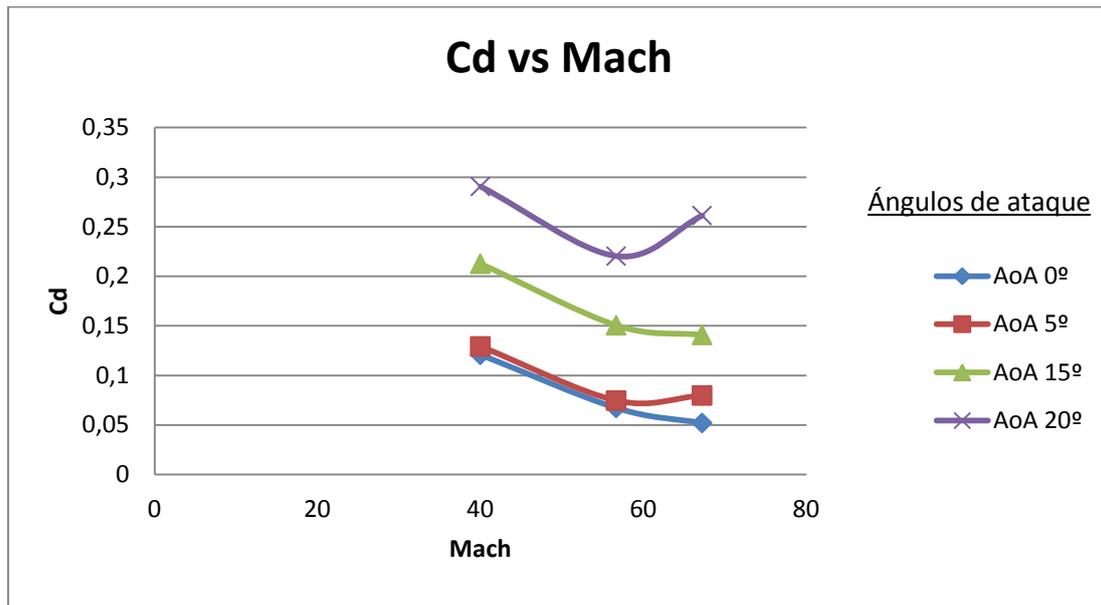
Cd vs Mach

Figura 10.8: Coeficiente de resistencia en función del Mach

Para el siguiente caso se representará la resistencia y su coeficiente en función del Mach, para unos ángulos de ataque determinados.

La resistencia total del avión es la suma de dos tipos de resistencia: la resistencia inducida y la resistencia parásita. La resistencia inducida, indeseada pero inevitable, es un producto de la sustentación, y se incrementa en proporción directa al incremento del ángulo de ataque. La resistencia parásita, es la producida por las demás resistencias no relacionadas con la sustentación, como son: resistencia al avance de las partes del avión que sobresalen (fuselaje o tren de aterrizaje no retráctil, entre otros); entorpecimiento del flujo del aire en alas sucias por impacto de insectos o con formación de hielo, etc.

De estas dos resistencias se concluye que la inducida disminuye con el aumento de velocidad, pero la resistencia parásita aumenta con la velocidad. Por lo que tal y como se muestra en la Figura 10.8, el coeficiente de resistencia total disminuye a bajas velocidades, pero acaba aumentando conforme incrementamos la velocidad; mientras que por otro lado la resistencia como fuerza, aumentará a medida que aumente la velocidad.

Eficiencia Aerodinámica vs Ángulo de ataque

Se denomina eficiencia aerodinámica a la relación entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia aerodinámica.

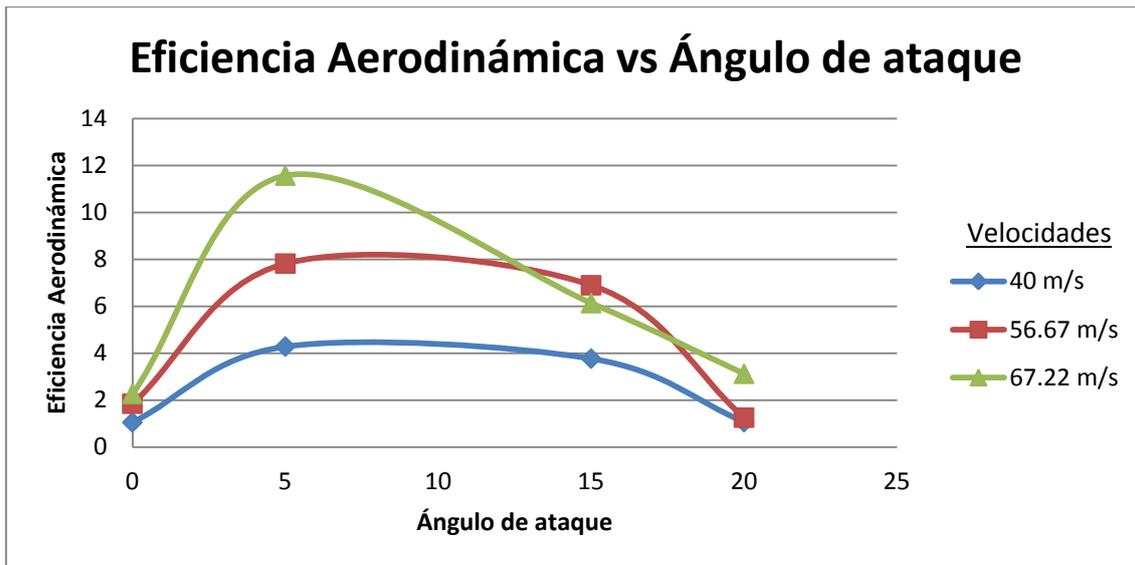


Figura 10.9: Eficiencia Aerodinámica en función del ángulo de ataque

A altos ángulos de ataque se prevé una eficiencia alar muy baja, por lo que se puede adivinar la entrada en pérdida. Esto es debido a que a altos ángulos de ataque ( $10^{\circ}$ - $15^{\circ}$ ) la fuerza de sustentación se mantiene casi constante y la resistencia sigue aumentando considerablemente, por lo que la eficiencia aerodinámica ( $L/D$ ) disminuye.

Vemos que a bajos ángulos de ataque la eficiencia aerodinámica aumenta considerablemente, siendo a los 67.22 m/s donde mejores prestaciones se obtienen; sin embargo disminuye conforme aumentamos el ángulo de ataque, ya que la capa límite comienza a separarse del perfil, provocando un aumento importante de la resistencia, que supone la caída de la eficiencia aerodinámica.

Como ya se planteó con anterioridad tanto el Drag como el Lift aumentan considerablemente con el Mach, sin embargo el Drag aumenta más por la recirculación del flujo. Se aprecia, por tanto, una eficiencia alar muy elevada para Mach subsónico elevados (67.22 m/s) a bajos ángulos de ataque, pero valores bastante más deficientes para Mach inferiores (40 y 56.67 m/s). A medida que vamos aumentando el ángulo de ataque la eficiencia empeora y ya no existe tanta diferencia entre los resultados de cada una de las velocidades (Figura 10.9).

### Curva Polar

La sustentación y resistencia que genera una aeronave están directamente relacionadas. La polar del avión es la función que relaciona el coeficiente de resistencia ( $C_d$ ) con el de sustentación ( $C_l$ ), y es un parámetro fundamental para estimar correctamente las actuaciones de nuestro helicóptero.

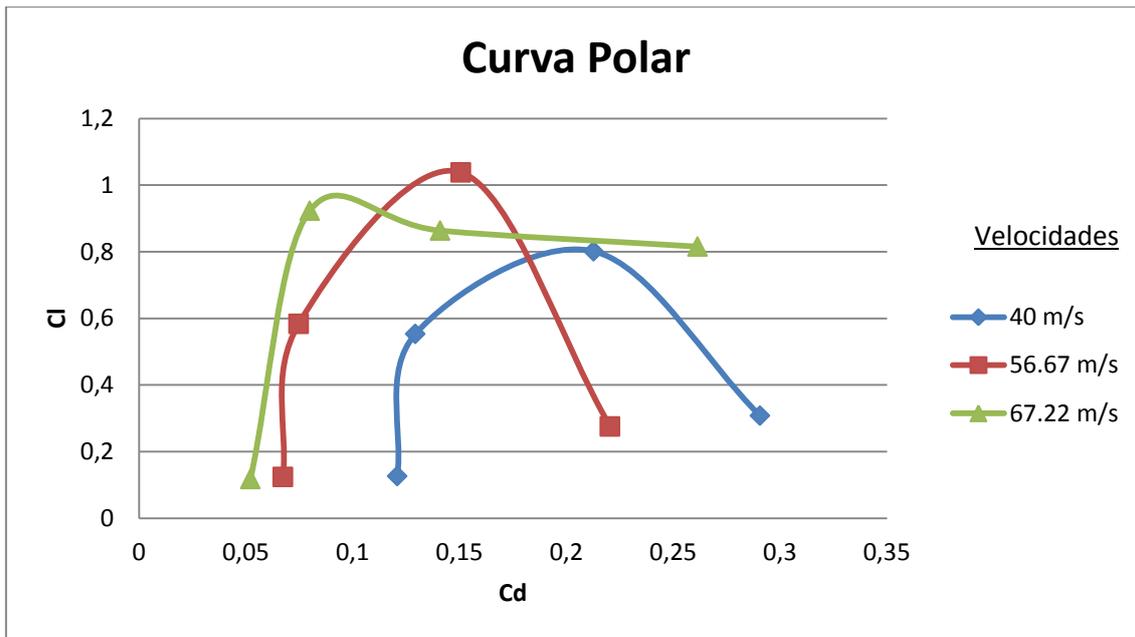


Figura 10.10: Curva Polar

## 10.2. TÚNEL DE VIENTO

En este apartado aparecen todos los resultados de las mediciones realizadas en el túnel de viento, gráficas representativas de las fuerzas y coeficientes aerodinámicos, y una breve descripción de la evolución de las gráficas. A continuación se muestra una tabla de resultados con los coeficientes aerodinámicos adimensionales obtenidos.

### Resultados en el Túnel de viento

Ángulo de ataque	Velocidad 25 m/s		Velocidad 32 m/s		Velocidad 40 m/s	
	$C_l$	$C_d$	$C_l$	$C_d$	$C_l$	$C_d$
0	0,04333	0,01517	0,03830	0,01826	0,020267	0,01660
2	0,04971	0,01692	0,04883	0,01165	0,048181	0,01339
4	0,18415	0,01064	0,17321	0,01007	0,166715	0,01466
6	0,29895	0,01759	0,27509	0,02318	0,241255	0,02322
8	0,31199	0,03060	0,31614	0,03270	0,332725	0,03770
10	0,42484	0,01601	0,40350	0,00558	0,426744	0,02729
12	0,42484	0,01601	0,43920	0,01551	0,521524	0,03780
15	0,40969	0,01710	0,59924	0,00096	0,690818	0,04222
18	0,42049	0,06717	0,44459	0,03799	0,502950	0,09606

Tabla 10.2: Resultados de coeficientes obtenidos en el análisis del túnel de viento

En este apartado, como en el anterior se detallarán en forma de gráficas, los resultados obtenidos en el túnel de viento, para una mejor interpretación de los mismos. En este caso solo graficaremos los coeficientes aerodinámicos, puesto que son adimensionales y no dependen del tamaño de la pala (la que se ha introducido en el túnel de viento es de 10×18 cm), es decir, sirven para cualquier perfil NACA 23012 que se desee estudiar.

Los estudio y procedimientos que se muestran en este apartado son muy similares al anterior, por lo tanto las explicaciones serán algo más breves.

### Cl vs Ángulo de ataque

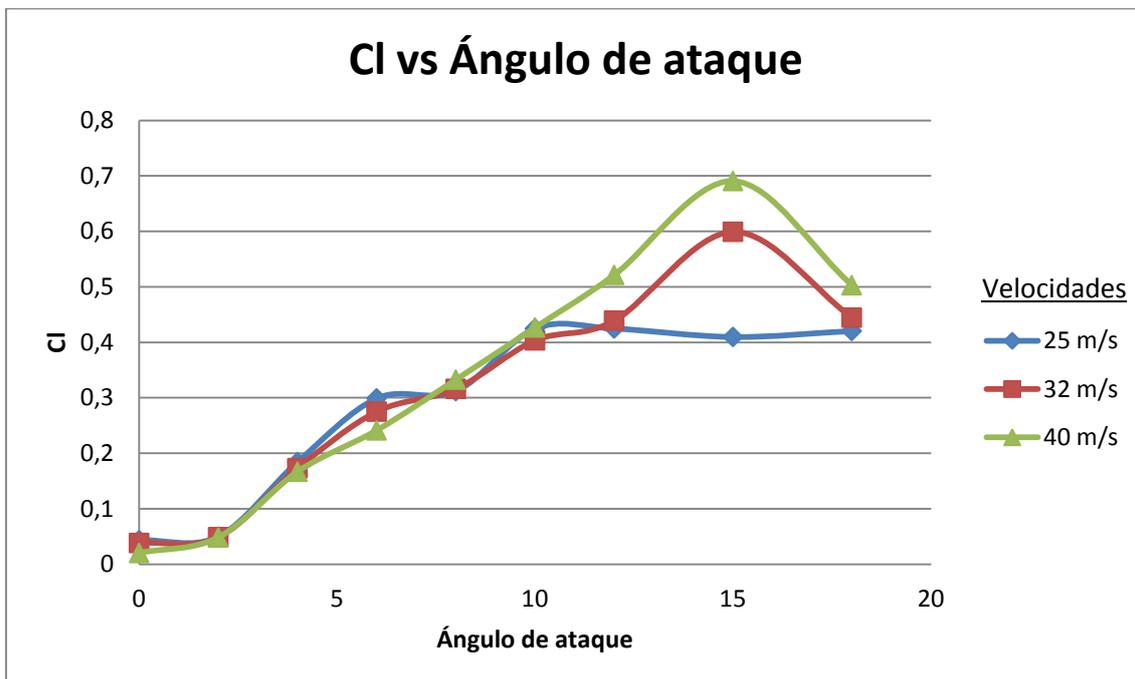


Figura 10.11: Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque

Al igual que en el apartado anterior, la sustentación, y en consecuencia, su coeficiente, dependen directamente del ángulo de ataque, aumentando según aumenta éste hasta llegar a un punto máximo o a un ángulo de ataque crítico, después del cual el flujo de aire que pasa sobre el extradós (superficie superior del ala), no logra recorrer en su totalidad y mantenerse adherido al perfil aerodinámico, dando lugar a que se desprenda la capa límite y provoque la entrada en pérdida del perfil.

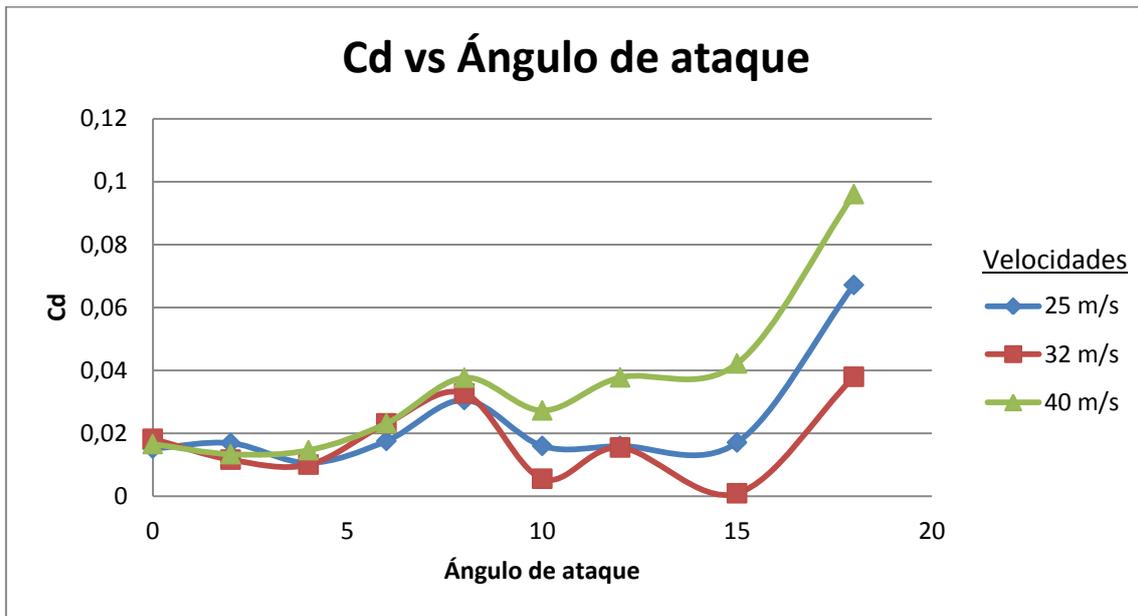
Cd vs Ángulo de ataque

Figura 10.12: Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque

Esta figura representa la resistencia y su coeficiente, el cual aumenta conforme se incrementa el ángulo de ataque, puesto que al aumentar el ángulo, también aumenta la superficie que incide con el viento relativo, y una vez que se alcanza el ángulo crítico, la resistencia aumenta considerablemente (en torno a 15° de AoA), ya que en este caso, el flujo ya no se encuentra totalmente adherido al perfil.

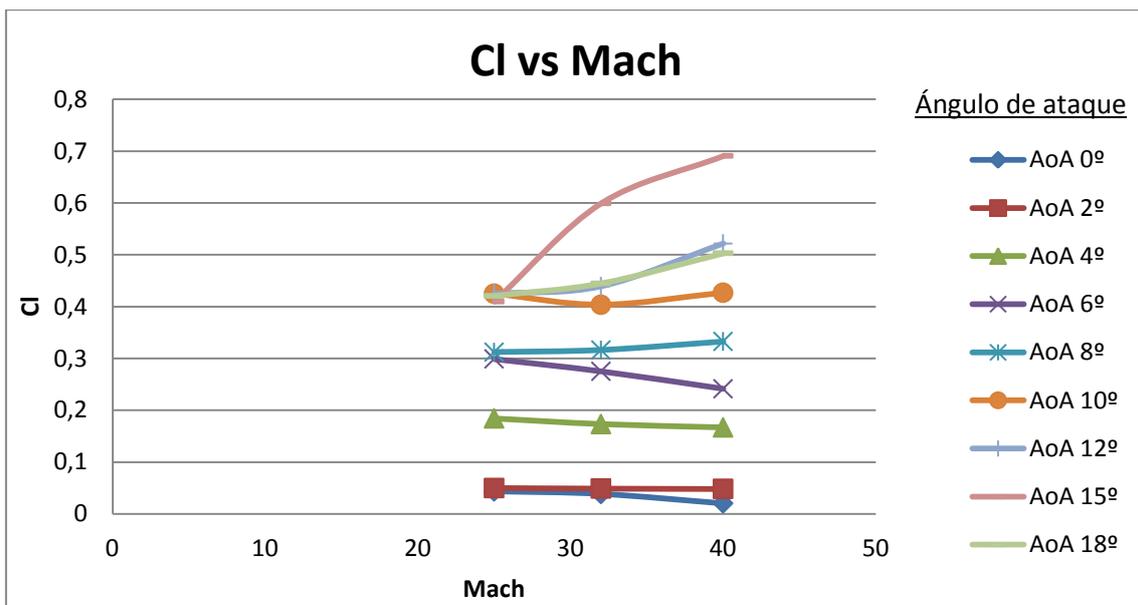
Cl vs Mach

Figura 10.13: Coeficiente de sustentación en función del Mach

A continuación se ha representado el coeficiente de sustentación en función del Mach, para ciertos ángulos de ataque. A mayor velocidad sobre el perfil, mayor es la sustentación. La sustentación es proporcional al cuadrado de la velocidad (Teorema de Bernoulli), siendo por tanto este factor el que comparativamente más afecta a la sustentación.

### Cd vs Mach

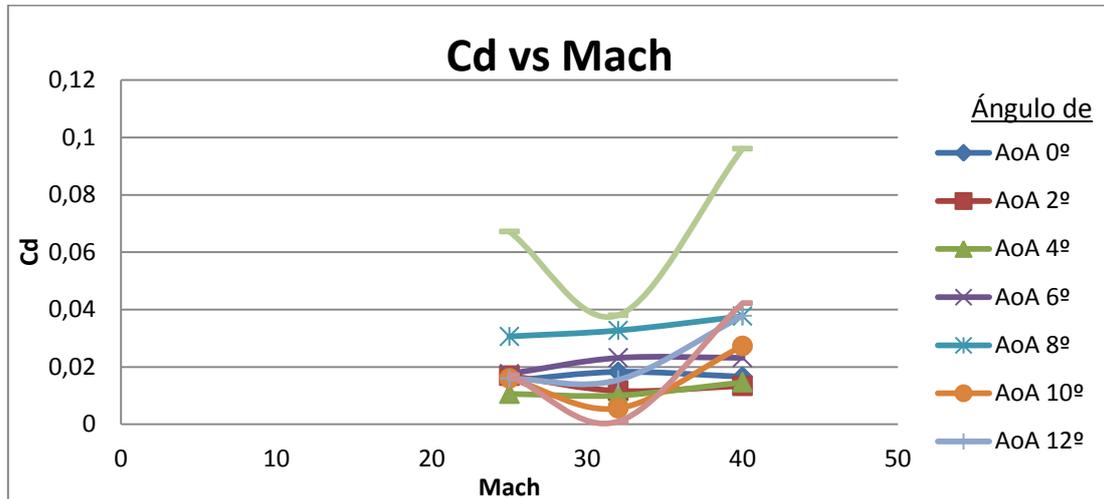


Figura 10.14: Coeficiente de resistencia en función del Mach

La resistencia total del avión es la suma de dos tipos de resistencia: la resistencia inducida y la resistencia parásita. De estas dos resistencias se concluye que la inducida disminuye con el aumento de velocidad, pero la resistencia parásita aumenta con la velocidad. Por lo que tal y como se muestra en la Figura 10.14, el coeficiente de resistencia total disminuye a bajas velocidades, pero acaba aumentando conforme incrementamos la velocidad.

### Eficiencia Aerodinámica vs Ángulo de ataque

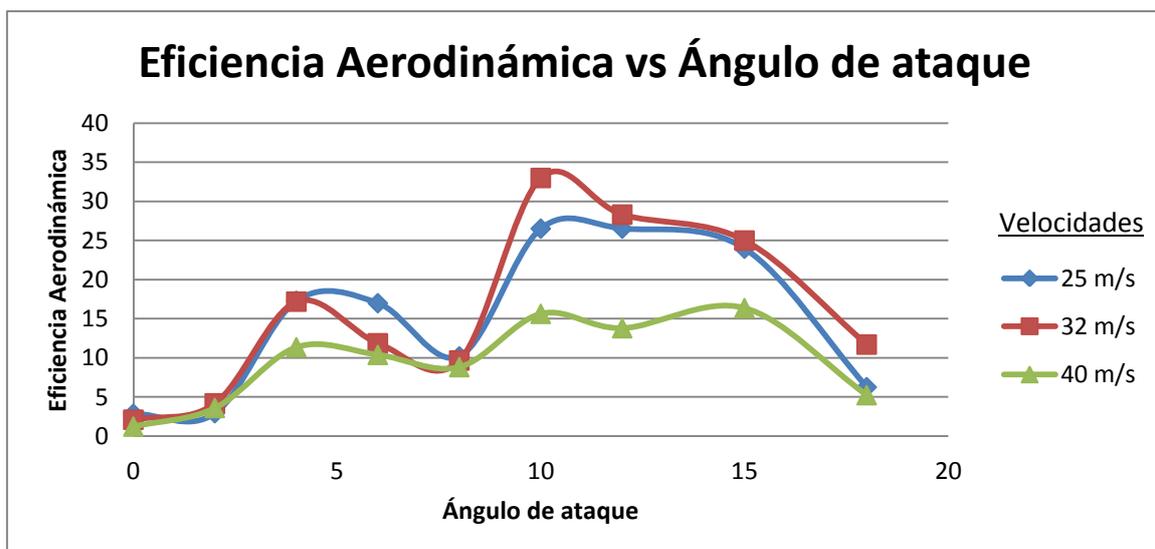


Figura 10.15: Eficiencia Aerodinámica en función del ángulo de ataque

A altos ángulos de ataque se prevé una eficiencia alar muy baja, por lo que se puede adivinar la entrada en pérdida. Esto es debido a que a altos ángulos de ataque (entorno a  $15^\circ$ ) la fuerza de sustentación se mantiene casi constante y la resistencia sigue aumentando considerablemente, por lo que la eficiencia aerodinámica ( $L/D$ ) disminuye. En la Figura 10.15 se aprecia como la eficiencia aerodinámica aumenta a medida que se incrementa el ángulo de ataque hasta un punto en el cuál la capa límite se desprende de la superficie del perfil (ángulo crítico).

Como ya se planteó con anterioridad tanto el Drag como el Lift aumentan considerablemente con el Mach, sin embargo el Drag aumenta más por la recirculación del flujo, lo que lleva a la disminución de la eficiencia aerodinámica conforme aumenta la velocidad. La eficiencia alar es muy similar en los tres casos, ya que la diferencia de velocidades no es muy abultada. A medida que vamos aumentando el ángulo de ataque ( $8^\circ$ - $14^\circ$ ) la eficiencia parece mejorar, sin embargo, al seguir aumentando, esta empeora considerablemente, puesto que las fuerzas de resistencia se hacen mayores que las de sustentación (desprendimiento de la capa límite).

### 10.3. COMPARACIÓN PARA 40 m/s

Las comparaciones que se obtienen a continuación, se desarrollan a  $40 \text{ m/s}$  ya que esta velocidad ha aparecido en ambos procedimientos: Ansys Fluent 16 y Túnel de viento. Solo aparece  $40 \text{ m/s}$  como velocidad en común ya que en el túnel de viento no somos capaces de alcanzar una velocidad superior a  $55 \text{ m/s}$ , por lo que  $40 \text{ m/s}$  era una velocidad adecuada, vigente en ambos métodos.

#### Cl vs Ángulo de ataque

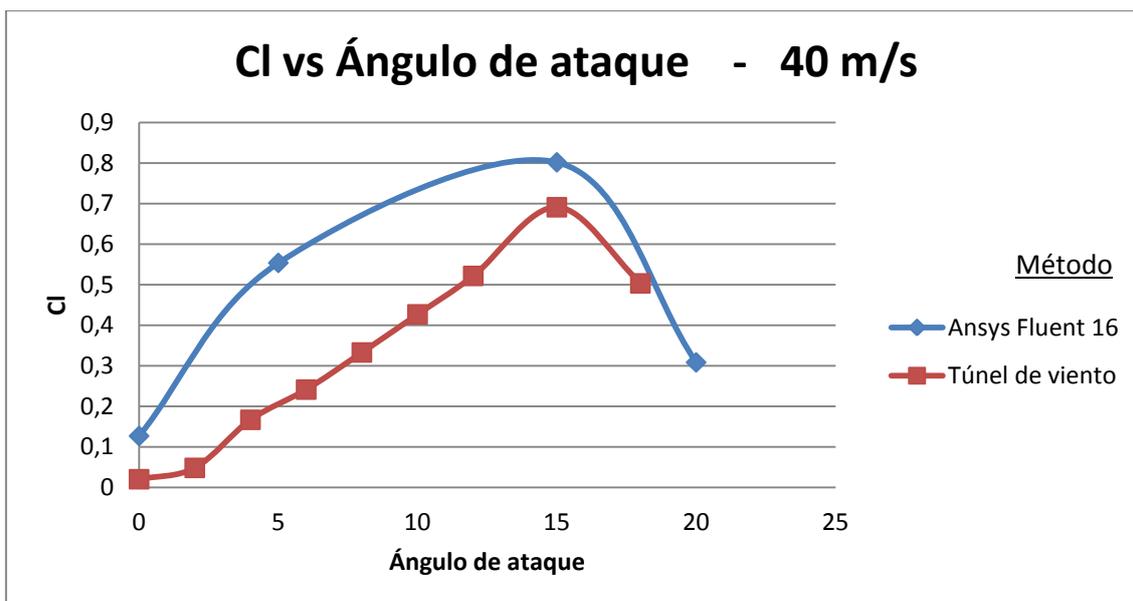


Figura 10.16 Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque

Al igual que en apartados anteriores, el coeficiente de sustentación aumenta con el ángulo de ataque hasta llegar al ángulo crítico. En este caso, se comprueba que los resultados obtenidos con Ansys Fluent presentan mejores prestaciones en cuanto coeficiente de sustentación. Al final de este apartado se explicarán las posibles causas de las discrepancias encontradas en cada uno de los métodos.

### Cd vs Ángulo de ataque

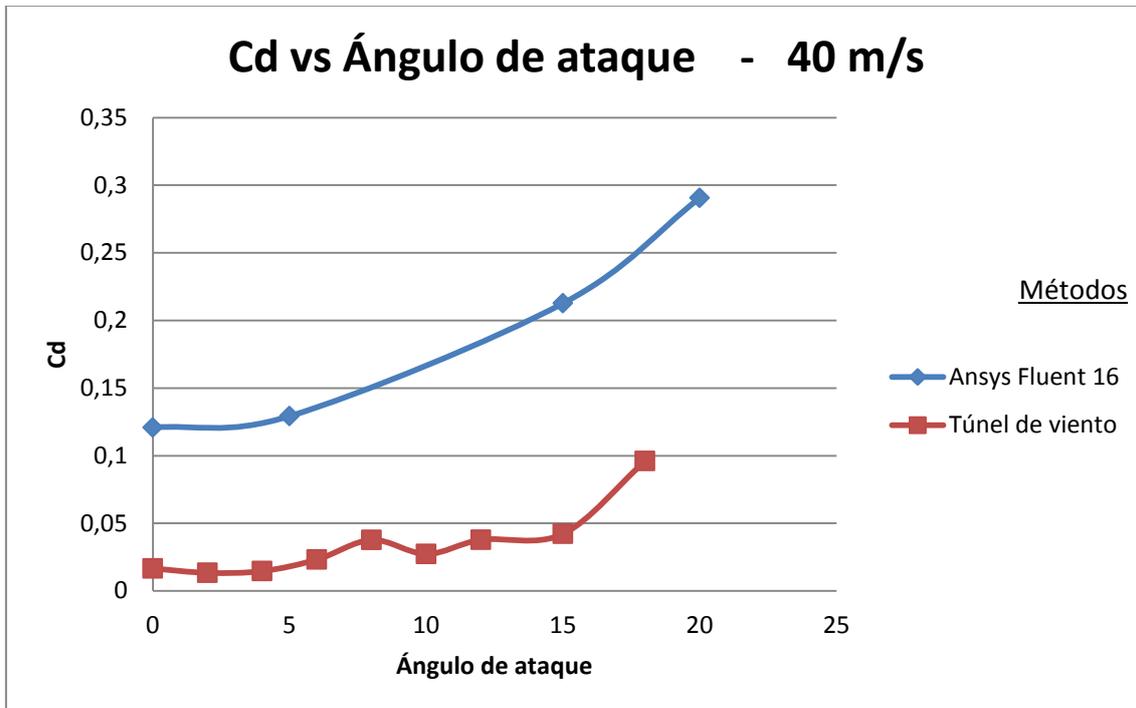


Figura 10.17 Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque

En la figura que se ha mostrado, se representa el coeficiente de resistencia frente al ángulo de ataque. Este aumenta conforme se incrementa el ángulo de ataque, puesto que al aumentar el ángulo, también aumenta la superficie que incide con el viento relativo, y una vez que se alcanza el ángulo crítico, la resistencia aumenta considerablemente (en torno a 13° de AoA), ya que en este caso, el flujo ya no se encuentra totalmente adherido al perfil.

El coeficiente de resistencia parece ser mayor para todos los ángulos de ataque en el caso de Ansys Fluent 16, la explicación de estas diferencias se encontrarán al final de este apartado, ya que son comunes para las tres gráficas.

### Eficiencia Aerodinámica vs Ángulo de ataque

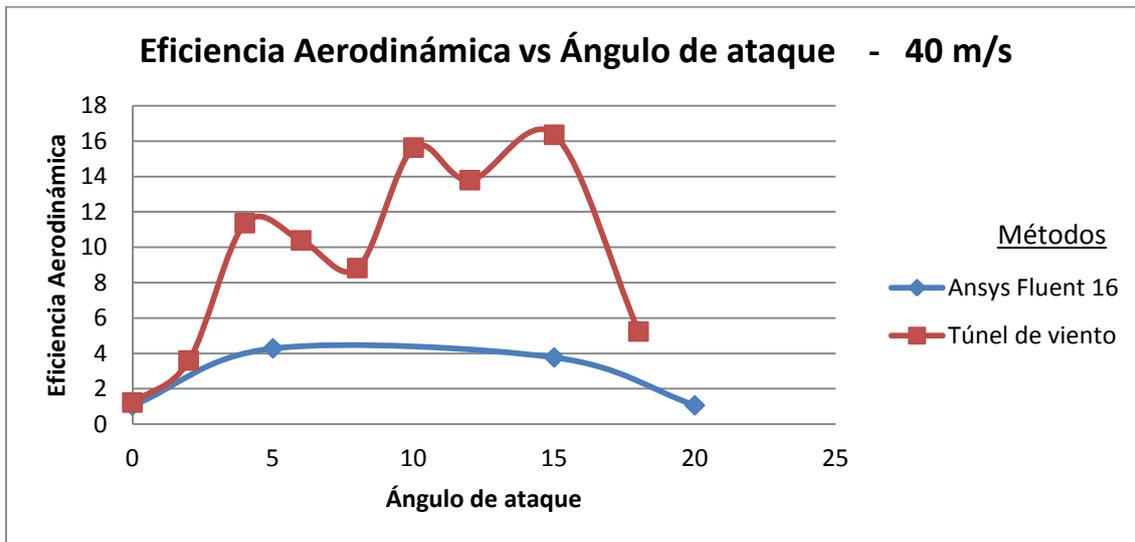


Figura 10.18: Eficiencia Aerodinámica en función del ángulo de ataque

En la Figura 10.18 se aprecia como la eficiencia aerodinámica aumenta a medida que se incrementa el ángulo de ataque hasta un punto en el cuál la capa límite se desprende de la superficie del perfil (ángulo crítico). Tanto el Drag como el Lift aumentan con el Mach, pero conforme aumentamos el ángulo, el Drag acaba aumentando más por la recirculación del flujo. En este caso la eficiencia alar es muy distinta en los dos métodos, pero siguen la misma tendencia. Esto se debe, entre otras cosas, a que con el túnel de viento hemos realizado 9 medidas, mientras que con Ansys Fluent 16 solo 4; además de las posibles discrepancias que se explican a continuación.

### Discrepancias

Las diferencias mostradas entre los dos métodos se deben principalmente a: la matriz de calibración del túnel de viento, ya que esta debe ser rediseñada para cada caso, sin embargo, se usa siempre la misma para todas las mediciones puesto que da muy buenos resultados, esto puede provocar errores de entre el 10 y el 20%. Además el modelo de turbulencia "Spalart-Allmaras" utilizado en Ansys Fluent 16, no tiene por qué ser el más adecuado para nuestro perfil. Es posible también que la calidad de la malla no sea tan elevada como este estudio requiere, y finalmente está el problema de recirculación o desprendimiento de la capa límite, el cual aparece de forma muy representativa en el túnel de viento cuando realizamos simulaciones a altos ángulos de ataque (Figura 9.3).

Todos estos aspectos provocarán errores de precisión, dando lugar a las diferencias que se mostraban en las gráficas anteriores (todas las gráficas representan la velocidad de 40 m/s).

## **11.PRESUPUESTO**

### **11.1.INTRODUCCIÓN**

En el presente documento se expone un breve estudio de los costes que conlleva la realización del trabajo final de grado: Ingeniería inversa: Estudio aerodinámico de la pala del rotor del helicóptero BO 105. Por un lado se describirán los costes parciales de todos los procesos y materiales que han sido necesarios para llevar a cabo los objetivos planteados y, por otro, se expone el presupuesto global del trabajo.

Para la especificación de dichos costes, parciales y globales, se tendrán en cuenta los costes de materiales (tanto fungibles como de instrumentación), los de amortización de equipos y los de recursos humanos necesarios. En relación a estos últimos costes, se ha de tener en cuenta que en este proyecto han formado parte dos profesores, un comercial de Leica y un técnico de mantenimiento, cada uno de los cuales con una tasa horaria específica. A la hora de calcular el presupuesto de este proyecto, se han tenido en cuenta todos los elementos y personas que hayan intervenido.

A partir de estos costes parciales se elabora el presupuesto global, considerando la suma de todos los presupuestos parciales calculados y contabilizando, además, un 21% de incrementos debido al Impuesto de Valor Añadido (IVA). En cuanto al trabajo personal que ha llevado este proyecto han sido 3 meses con jornada laboral de 8 horas durante 20 días laborables, lo que computa 160 horas al mes y 480 horas en total.

### **11.2.CONSIDERACIONES PRESUPUESTARIAS**

En el presente apartado se lleva a cabo un desglose de los costes por hora de trabajo, las distintas tareas y responsabilidades, que han tenido lugar en este trabajo. Además también se detallarán los modelos y periodos de amortización que se han asumido para la elaboración del presente documento.

Tal y como ya se ha introducido, el presupuesto vendrá dado por el coste de los recursos humanos que han sido necesarios, los cuales incluyen: mano de obra, amortización de los equipos y el coste de los materiales fungibles.

El material fungible es aquel que se ha consumido durante la realización del proyecto y que por tanto no tiene costes de amortización asociados

### 11.3.PRESUPUESTOS PARCIALES

#### 11.3.1. *Mano de obra*

Los costes asociados a la mano de obra son el de las personas involucradas en el trabajo de campo. En este caso han sido el profesor y cinco estudiantes. En segundo plano se encuentra el técnico de mantenimiento, que se encarga del cuidado de los aparatos; ha empleado 4 horas al mes durante los 3 meses de duración del proyecto.

CONCEPTO	UNIDADES	COSTE UNITARIO	IMPORTE TOTAL
<i>Profesor</i>	60 horas	45 €/ud	2,700 €
<i>Profesor Asociado</i>	20 horas	45 €/ud	900 €
<i>BSc Engineer</i>	460 horas	20 €/ud	9,200 €
<i>BSc Engineer</i>	460 horas	20 €/ud	9,200 €
<i>BSc Engineer</i>	460 horas	20 €/ud	9,200 €
<i>BSc Engineer</i>	460 horas	20 €/ud	9,200 €
<i>BSc Engineer</i>	460 horas	20 €/ud	9,200 €
<i>Comercial de Leica</i>	6 horas	35 €/ud	210 €
<i>Técnico de mantenimiento</i>	12 horas	25 €/hora	300 €
<b>Subtotal (€)</b>		<b>50110 €</b>	

Tabla 11.1: Presupuesto de la mano de obra del proyecto

#### 11.3.2. *Equipos*

A continuación se muestra los coste relacionados con el mantenimiento y alquiler de los distintos aparatos utilizados, mucha de esta información procede de artículos y documentación del fabricante Leica.

##### 11.3.2.1. *Láser escáner ScanStation 2*

Este escáner es propiedad de la Universidad Politécnica de Valencia, por lo que tiene costes directos y de mantenimiento. En su día, hace 4 años costó 30000 €, sin embargo solo lo hemos utilizado 2 semanas (10 días laborables), por lo que el costo de amortización será de 288 €.

En la siguiente tabla se visualizan los costes de los recursos materiales:

CONCEPTO	UNIDADES	COSTE UNITARIO	IMPORTE TOTAL
<b>ScanStation 2</b>	1	288 €/ud	288 €
<b>Ordenador de procesado</b>	1	500 €/ud	500 €
<b>Trípode</b>	1	360 €/ud	360 €
<b>Subtotal (€)</b>		<b>1,148 €</b>	

Tabla 11.2: Presupuesto de los equipos empleados. ScanStation 2

### 11.3.2.2. Láser escáner ScanStation P40

En este caso, el escáner no es propiedad de la Universidad Politécnica de Valencia, por lo que se alquiló a la empresa Leica a través de uno de sus comerciales.

CONCEPTO	UNIDADES	COSTE UNITARIO	IMPORTE TOTAL
<b>Alquiler ScanStation P40</b>	6 horas	30 €/horas	180 €
<b>Subtotal (€)</b>		<b>180 €</b>	

Tabla 11.3: Presupuesto de los equipos empleados. ScanStation P40

Como se ha realizado un alquiler no se computa el mantenimiento del aparato. Sin embargo habría que añadir la participación del comercial de Leica que ayudó en la instalación y procesamiento, la cual ya se ha tenido en cuenta en el apartado de mano de obra.

### 11.3.3. Adquisición de Licencias

CONCEPTO	UNIDADES	COSTE UNITARIO	IMPORTE TOTAL
<b>Licencia software Cyclone</b>	1	4,250 €/ud	87 €
<b>Licencia software 3DReshaper. Versión Prueba</b>	1	Gratuito	Gratuito
<b>Licencia software de CFD 'Ansys 16.0: Fluent'</b>	1	32,500 €/ud	668 €
<b>Licencia software de CAD 'Autodesk Inventor'</b>	1	18,300 €/ud	376 €
<b>Subtotal (€)</b>		<b>1,131 €</b>	

Tabla 11.4: Presupuesto de los costes de adquisición de Licencias

En este apartado se describen los costes asociados a software de procesamiento, en este caso Cyclone, 3DRshaper, Ansys Fluent y Autodesk Inventor. Estos costes no poseen Impuesto de Valor Añadido (IVA). En la tabla se muestran los costes de amortización (las licencias, han sido utilizadas solo 30 días laborables de los 4 años que han sido contratadas).

Además se ha de tener en cuenta que no vienen incluidos software como el paquete de Microsoft Office u otros programas de cálculo numérico como Matlab o Wolfram Mathematica, puesto que ya habían sido adquiridos con anterioridad, a pesar de que se haya hecho uso de ellos durante el proyecto.

#### 11.3.4. *Materiales fungibles*

En este apartado se hará una estimación aproximada del material que se ha consumido durante la realización de este proyecto, es decir, todos los costes de los materiales empleados en la oficina, así como de aquellos utilizados durante el trabajo de campo. En estos últimos se encuentran los relativos a la compra de materiales que han sido útiles en la realización del trabajo durante la toma de datos, como pegamentos, corchos, pegatinas (dianas), etc.

Además también se debe incluir la fabricación del Perfil NACA 23012, una maqueta a escala de la pala del rotor del helicóptero BO 105, que ha sido impresa en las máquinas de impresión 3D de la Universidad Politécnica de Valencia.

CONCEPTO	UNIDADES	COSTE UNITARIO	IMPORTE TOTAL
<i>Material de oficina</i>	-	-	125 €
<i>Material Trabajo de campo (corcho, dianas..)</i>	10	5 €/ud	50 €
<i>Maqueta NACA 23012</i>	1	20 €/ud	20 €
<b>Subtotal (€)</b>		<b>195 €</b>	

Tabla 11.5: Presupuesto de los materiales fungibles

#### 11.4. PRESUPUESTO GLOBAL

A partir de los presupuestos parciales de cada una de las partidas anteriores se calcula el presupuesto total del proyecto. Para ello, primeramente se sumará el coste asociado a la mano de obra, el material fungible, los costes generales y la amortización de los equipos. Una vez calculado este aspecto, podemos aplicar el Impuesto de Valor Añadido (IVA) y obtener el coste total del proyecto. Se recuerda, que para este proyecto se aplica el IVA

general, el cual supone un 21% del total, sin olvidar que los costes por adquisición de licencias no poseen el Impuesto de Valor Añadido.

CONCEPTO		IMPORTE
<b>Mano de obra</b>		50,110 €
<b>Equipo</b>	<b>ScanStation 2</b>	1,148 €
	<b>ScanStation P40</b>	180 €
<b>Adquisición de Licencias</b>		1,131 €
<b>Material Fungible</b>		195 €
<b>Subtotal (€)</b>		<b>52,764 €</b>

Tabla 11.6: Presupuesto Global del proyecto sin IVA

Teniendo en cuenta el Impuesto de Valor Añadido (excluyendo los costes de adquisición de Licencias), tendremos que añadir los impuestos al presupuesto de 51633 € (52764 € del subtotal menos 1131 € de las licencias), dando lugar al presupuesto global del proyecto:

CONCEPTO		IMPORTE
<b>Base imponible</b>		51,633 €
<b>IVA 21%</b>		10,842.93 €
<b>TOTAL (€)</b>		<b>63,606.93 €</b>

Tabla 11.7: Presupuesto Global del proyecto con IVA

El presupuesto global se compondrá de la suma de la base imponible, el IVA y el coste proporcional a la adquisición de licencias. En total, este proyecto ha de contar con un presupuesto de 63,606.93 euros para su realización.

## 12. CONCLUSIONES

Dado el amplio rango de procesamiento que abarca el trabajo realizado, se pueden extraer múltiples conclusiones en función de la fase del proceso de la que se extraen.

En primer lugar, atendiendo a la fase del trabajo en la que se ha hecho uso del láser escáner, se han extraído las siguientes conclusiones:

- ✚ En cuanto al material utilizado para la extracción de puntos, se puede afirmar que el escáner ScanStationP40 es mucho más práctico que el ScanStation2: es más rápido, más preciso y consta de un hardware más manejable. El hecho de haber realizado los levantamientos topográficos 3D con dos instrumentos de distinta generación, ha permitido comparar y verificar los grandes avances que en poco tiempo se han producido en la tecnología láser escáner.
- ✚ Atendiendo al proceso de extracción de puntos, se puede afirmar que, aparte de realizarlo con un modelo más avanzado, se deben utilizar tanto un número de dianas mayor como una mayor cantidad de barridos. Así se simplifican los procesos de reconstrucción y se gana en precisión y exactitud.

Así mismo, estos sistemas pueden considerarse una importante herramienta de dimensionado de piezas para aplicaciones de ingeniería inversa. Esto se ha comprobado mediante el análisis de la pala escaneada y su comparación con el perfil NACA 23012 en el túnel de viento. De este proceso se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- ✚ Respecto a las dimensiones de la pala del rotor del BO 105, atendiendo a su superficie alar, geometría y perfil, se puede afirmar que es un ala simple, utilizada con el propósito de obtener buenos resultados en régimen subsónico a números de Mach inferiores a 0.3 (flujo incompresible).
- ✚ Solo se han utilizado velocidades inferiores a Mach 0.3 puesto que la velocidad máxima operativa del helicóptero BO 105 es de 242 km/h y la velocidad que nunca se debe exceder es de 270 km/h, esto da lugar a realizar los estudios en régimen subsónico con flujo incompresible, lo cuál facilitará mucho los cálculos.
- ✚ En cuanto al estudio aerodinámico general, atendiendo a los diferentes regímenes de vuelo, se puede afirmar que la eficiencia aerodinámica disminuye conforme aumenta la velocidad, ya que la resistencia aumenta con mayor velocidad que la sustentación.
- ✚ En referencia al estudio aerodinámico general, atendiendo a la entrada en pérdida, se puede afirmar que se debe al desprendimiento de la capa límite en la superficie del perfil, para un ángulo de ataque determinado (ángulo crítico). Esta entrada en pérdida aparece en torno a los 12° de ángulo de ataque, en esta situación la sustentación comienza a disminuir y la resistencia a aumentar.

- ✚ Respecto al estudio aerodinámico de la pala del helicóptero BO 105, atendiendo a los diferentes regímenes de vuelo, se puede afirmar que esta pala tiene un comportamiento muy bueno en régimen subsónico con ángulos de ataque moderados (entre  $5^\circ$  y  $13^\circ$ ), aunque no posee buenas prestaciones con velocidades y ángulos de ataque superiores, ya que la aparición de recirculación del flujo genera un aumento muy significativo de la resistencia.
- ✚ Lo que hace que un helicóptero ascienda o descienda es la variación en el ángulo de ataque (en el caso de los helicópteros es el ángulo de paso) que se da a las palas del rotor: a mayor inclinación, mayor sustentación y viceversa, sin embargo, al aumentar este ángulo, el aire provoca cada vez más resistencia (Estudio de la eficiencia aerodinámica). Los ángulos óptimos que generan una gran sustentación frente a una reducida resistencia están entre los  $4^\circ$  y los  $12^\circ$ .
- ✚ En cuanto a los dos métodos utilizados para realizar una comparación a 40 m/s se aprecian discrepancias, debidas posiblemente a: la matriz de calibración del túnel de viento, ya que esta debe ser rediseñada para cada caso, asimismo el modelo de turbulencia "*Spalart-Allmaras*" utilizado en Ansys Fluent 16, no tiene por qué ser el más adecuado para nuestro perfil. Es posible también que la calidad de la malla no sea tan elevada como este estudio requiere, y finalmente está el problema de recirculación o desprendimiento de la capa límite, además del rango de simulaciones realizadas: con Ansys Fluent solo 4 simulaciones, mientras que con el túnel de viento se realizaron 9. Todas estas medidas pueden provocar errores de entre el 10 y el 20%.

En definitiva, se ha verificado que el láser escáner es una herramienta muy válida para el estudio de piezas aeronáuticas y su implementación en trabajos de ingeniería inversa.

### 13. BIBLIOGRAFÍA

- ✚ Yuriy Reshetyuk. *"Doctoral thesis in Infrastructure, Geodesy: Self-calibration and direct georeferencing in terrestrial laser scanning"*. Royal Institute of Technology. (2009).
- ✚ José Luis Lerma García y Josep Miquel Biosca Tarongers. *"Teoría y práctica del Escaneado Láser Terrestre. Material de aprendizaje basado en aplicaciones prácticas"*. Leonardo da Vinci. (2008).
- ✚ Diego Rodrigo Flores Galindo. *"Diseño de perfiles aerodinámicos"*. Instituto Politécnico Nacional (2006).
- ✚ *Catálogo ScanStation 2*. Compañía Leica. (2010).
- ✚ *Leica ScanStation 2*. [www.leica-geosystems.es](http://www.leica-geosystems.es). (2010)
- ✚ *Catálogo ScanStation P40*. Compañía Leica. (2010).
- ✚ *Leica ScanStation P40*. [www.leica-geosystems.es](http://www.leica-geosystems.es). (2010).
- ✚ *ScanStation P30-P40*. [www.instop.es](http://www.instop.es) (2013).
- ✚ *MBB Bo 105*. [www.wikipedia.org](http://www.wikipedia.org). (2011).
- ✚ *Desarrollo y Defensa: El veterano y maravilloso helicóptero Bo-105*. [www.desarrolloydefensa.blogspot.com](http://www.desarrolloydefensa.blogspot.com). (2011).
- ✚ *Helicóptero Bimotor Bolkow*. [www.vuelosdebautismo.com](http://www.vuelosdebautismo.com). (2002).
- ✚ René Tolentino Eslava. *"Medición de capa límite y turbulencia en un túnel de viento para calibración de instrumentos de medición de velocidad"*. Instituto Politécnico Nacional (2003).
- ✚ Jerónimo Silva Treviño. *"Diseño y Construcción de un Túnel de Viento Bidimensional Subsónico de Circuito Abierto por Inyección"*. Universidad de Colima. (2005).

