



**UNIVERSIDAD EUROPEA DE MADRID**

**ESCUELA DE ARQUITECTURA, INGENIERÍA Y DISEÑO**

**Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica**

**TRABAJO DE FIN DE MÁSTER**

**Hacia las reparaciones en servicio a  
través de la tecnología de  
Fabricación Aditiva**

**Jorge San Pablo Martín**

**Curso 2022-2023**





---

**Título:** Hacia las reparaciones en servicio a través de la tecnología de Fabricación Aditiva

**Autor:** JORGE SAN PABLO MARTÍN

**Tutor:** TERESA BUSTO

**Titulación:** Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica (HCAP)

**Curso:** M12



## RESUMEN

Las reparaciones en aeronáutica suponen un proceso crucial para la seguridad operacional de las aeronaves y, por ello, deben cumplir determinados requisitos de certificación para garantizar la aeronavegabilidad de la aeronave reparada.

Las reparaciones en servicio de las aeronaves presentan, en la actualidad, un gran inconveniente, debido a los largos tiempos de espera en todo el proceso de reparación. En este periodo, la aeronave se encuentra inoperativa (AOG), por lo que estos tiempos de espera suponen elevadas pérdidas económicas para las compañías aéreas.

En los últimos años, las compañías aéreas han ido introduciendo, de manera gradual, materiales compuestos en el diseño de las estructuras de sus aviones. Esto se debe a la ventaja, tanto en peso como en características estructurales, del material compuesto respecto a las aleaciones de aluminio. Por este motivo, los procesos de reparación de estas estructuras de la aeronave también han sufrido una evolución progresiva.

En el presente trabajo se realiza un análisis exhaustivo de los diferentes procesos y tipos de reparaciones en aeronaves con estructuras fabricadas en material compuesto, focalizándose en la reparación remachada de la parte dañada de la estructura.

Además, se propone una alternativa en el proceso de reparación, donde se reduce el ciclo completo y se abarata el coste, mediante la utilización de tecnología de fabricación aditiva en parte del proceso.

**Palabras clave:** aeronaves, reparaciones, utillaje, fabricación aditiva, materiales compuestos

## ABSTRACT

Aircraft repairs are a crucial process in terms of safety. These reparations must be certified to maintain airworthiness of the repaired aircraft.

In-service repairs currently present an important disadvantage, due to long reparation periods, in which the aircraft remains inoperative (AOG). These reparation periods involve several economical losses.

Nowadays, airlines have been gradually introducing composite materials in the design of their aircraft structures, due to the mechanical properties and the advantages of these structures over conventional structures made of aluminum alloys. For this reason, the repair processes of these aircraft structures have also undergone a progressive evolution.

In this paper, different methods of aircraft reparations in those structures made of composites are analyzed, focusing on the riveted repair of the damaged part of the structure

In addition to this, an alternative method is analyzed to optimize service reparations in composite structures. This alternative reduces the reparation cycle by using additive-manufacturing technologies in part of the repair process, resulting in a more cost-effective reparation design.

**Key words:** aircraft, reparations, tools, additive manufacturing, composites

## **Agradecimientos**

A mi tutora, Teresa, por transmitirme sus valores, y a la vez enseñarme a descubrir los míos propios.

A mis padres, por estar apoyándome en todo momento, tanto en los buenos, pero especialmente en aquellos momentos difíciles donde necesitaba fuerzas renovadas para poder continuar.

A mi amigo y antiguo tutor en el INTA, Paco, por fomentarme y animarme a seguir con los estudios, y a realizar el Máster que tanto me está ayudando en mi formación académica.

# Índice de contenidos

RESUMEN.....	5
ABSTRACT.....	6
Capítulo 1. INTRODUCCIÓN.....	12
1.1    Enfoque del problema .....	12
1.2    Objetivos del proyecto .....	12
1.3    Estructura del trabajo .....	13
Capítulo 2. ESTADO DEL ARTE .....	14
2.1    Definición de reparación .....	14
2.2    Tipos de reparaciones.....	14
2.2.1    Reparaciones en producción.....	14
2.2.2    Reparaciones en servicio.....	16
2.3    Principales inconvenientes asociados a las reparaciones en servicio .....	17
2.4    Naturaleza de las reparaciones .....	19
2.4.1    En función de la severidad del daño.....	19
2.5    Clasificación de las reparaciones en función del método de reparación .....	21
2.5.1    Reparaciones pegadas o adhesivas .....	23
2.5.2    Reparaciones no pegadas o remachadas.....	26
2.6    Patrones de remachado en función de los materiales del parche reparador. ....	28

---

Capítulo 3. INNOVADORA PROPUESTA DE MODIFICACIÓN DEL CICLO DE REPARACIÓN .....	31
3.1    Ciclo de reparación actual de estructuras aeronáuticas fabricadas en material compuesto .....	31
3.1.1    Procesos de solución actuales.....	32
3.1.2    Composición del ciclo de reparación actual.....	34
3.2    Propuesta de valor para reducción del ciclo de reparación .....	35
3.2.1    Fabricación aditiva y materiales empleados.....	36
3.2.2    Tecnologías de impresión 3D y elección de materiales .....	37
3.3    Tecnología seleccionada para el diseño del útil .....	42
3.3.1    Selección del material a utilizar .....	42
3.3.2    Selección del método de fabricación del utillaje.....	46
3.3.3    Selección del modo de obtención del modelo 3D .....	50
3.3.4    Método de elaboración del parche.....	53
3.4    Estudio de negocio .....	56
Capítulo 4. CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS .....	61
4.1    Conclusiones .....	61
4.2    Líneas futuras .....	62
REFERENCIAS.....	63

# Índice de figuras

Figura 1. Esquema del proceso de reparación en servicio .....	17
Figura 2. Caracterización de las reparaciones de aeronaves .....	21
Figura 3. Reparación adhesiva en una estructura aeronáutica de material compuesto.....	22
Figura 4. Reparación remachada de una estructura aeronáutica .....	22
Figura 5. Proceso de curado en autoclave con bolsa de vacío.....	24
Figura 6. Modos de fallo convencionales en uniones adhesivas .....	25
Figura 7. Esquema del proceso de inserción de un remache ciego .....	27
Figura 8. Fijaciones HI-LOK™ .....	28
Figura 9. Progresión temporal del uso de material compuesto en la fabricación de aeronaves ..	29
Figura 10. Patrones aceptables de remachado.....	30
Figura 11. Impacto de ave en el fuselaje de una aeronave civil.....	32
Figura 12. Grado de exactitud de la pieza dependiendo del formato STL empleado.....	36
Figura 13. Proceso de producción mediante fabricación aditiva.....	37
Figura 14. Diferentes procesos para fabricación aditiva .....	38
Figura 15. Esquema de procesos de extrusión .....	39
Figura 16. Ejemplo de proceso de inyección de aglutinante .....	40
Figura 17. Esquema de proceso de fusión de lecho en polvo.....	41
Figura 18. Esquema de proceso de depositado mediante energía dirigida.....	42
Figura 19. Principales materiales empleados en procesos FDM.....	43
Figura 20. Material PPSF .....	44
Figura 21. ULTEM™ 1010.....	44
Figura 22. ULTEM™ 9085.....	45
Figura 23. Ejemplificación del conjunto parche – utillaje .....	48
Figura 24. Dimensiones del conjunto parche – utillaje propuesto .....	49
Figura 25. Pistola láser de escaneo 3D.....	51
Figura 26. Máquina FDM <i>Fortus 900mc</i> .....	53
Figura 27. Proceso de obtención de preimpregnados de fibra de carbono (CFRP).....	55
Figura 28. Proceso de diseño Lay-up manual .....	56

---

# Índice de tablas

Tabla 1. Comparativa de propiedades de los materiales ULTEM™ y PPSF seleccionados.....	45
Tabla 2. Características de impresión de la pieza por secciones.....	49
Tabla 3. Comparación de las metodologías de los ciclos de reparación.....	59

# Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

## 1.1 Enfoque del problema

En la industria aeronáutica, se requiere un correcto funcionamiento de todos los componentes que constituyen la aeronave, de manera que ésta pueda realizar su operación de forma segura. Por este motivo, se deben emplear estructuras sin defectos, garantizando su seguridad.

No obstante, las aeronaves se encuentran expuestas a situaciones de riesgo durante toda su vida útil, que pueden provocar accidentes que dañen las estructuras involucradas. Estos accidentes conllevan a la imposibilidad de operación de la aeronave en condiciones de confiabilidad y seguridad.

Para restaurar las estructuras dañadas, se debe diseñar un método que permita la recuperación de las condiciones previas a su daño, posibilitando el desempeño de su función de una manera adecuada. Este método se denomina reparación.

Cuando la aeronave ha salido de producción y se ha entregado al cliente, todo daño que sufra la estructura se denomina *en servicio*, y, por consiguiente, las reparaciones asociadas a estos daños se denominan de la misma manera: reparaciones en servicio.

Estas reparaciones en servicio presentan una serie de inconvenientes asociados, que guardan relación con el tiempo empleado en la reparación, su complejidad y el coste relativo al proceso de diseño, fabricación y realización física. Por estos motivos, es fundamental optimizar el proceso de reparación.

En el presente trabajo se profundizará en estos procesos de reparación en servicio para estructuras aeronáuticas fabricadas en material compuesto, analizando un modo de optimización del ciclo completo de reparación.

## 1.2 Objetivos del proyecto

En el presente apartado se muestran una serie de objetivos en relación con la optimización del proceso de diseño de las reparaciones en servicio de las aeronaves:

- Identificación y análisis de los inconvenientes asociados a las reparaciones en servicio para estructuras de material compuesto

- Desarrollo y planteamiento de una modificación en la técnica de diseño de las reparaciones en servicio para estructuras de material compuesto, empleando técnicas de fabricación aditiva en parte del proceso.
- Comparación, desde un punto de vista temporal y económico, del ciclo de diseño de la reparación siguiendo la metodología actual, con el ciclo de diseño modificado acorde al objetivo anterior.

### 1.3 Estructura del trabajo

Para alcanzar los objetivos mencionados en el apartado anterior, este trabajo va a presentar dos partes claramente diferenciadas:

Una primera parte consistente en un análisis intensivo del estado del arte del ciclo de diseño de las reparaciones en servicio en aeronáutica, donde se focalizará en las reparaciones de estructuras en material compuesto, de la siguiente forma:

- Análisis de las uniones empleadas para las reparaciones estructurales en aeronáutica
- Clasificación de las reparaciones realizadas en función de la severidad y el material de la estructura dañada.

Una segunda parte, donde se presentan nuevas técnicas de innovación para el diseño de estas reparaciones en servicio en estructuras de material compuesto, empleando las tecnologías de fabricación aditiva, que presenta las siguientes acciones:

- Análisis de las tecnologías de fabricación aditiva y posibilidad de introducción de dichas técnicas para el diseño y fabricación de utillaje empleado en la fabricación de la reparación.
- Realización de un CBA (*Cost-Benefit Analysis*), que determine la rentabilidad de la nueva técnica propuesta, evaluando su coste y el tiempo empleado en el proceso de fabricación de la reparación en relación con el ciclo de diseño actual.

## Capítulo 2. ESTADO DEL ARTE

### 2.1 Definición de reparación

Las aeronaves, al igual que otras estructuras de otras industrias, sufren durante su operación deterioros que imposibilitan el correcto desempeño de su función, conllevando riesgos en la seguridad operacional. Por ello, se deben llevar a cabo acciones que permitan reestablecer las condiciones óptimas para la operación de la estructura dañada.

El conjunto de todas estas acciones que permiten devolver a la estructura afectada, deteriorada, rota o en mal estado, las condiciones necesarias para que siga pudiendo funcionar cumpliendo con los márgenes de seguridad operacional estipulados, es lo que se denomina actividades MRO (*Maintenance, Reparation and Overhaul*). Estas actividades son planificadas por el fabricante, previendo estas degradaciones y actuando antes de que ocurran. Por este motivo, se recogen en diferentes manuales para su aplicación, como el AMM (*Aircraft Maintenance Manual*), según las regulaciones recogidas en la Parte 145 de la EASA. (European Aviation Safety Agency, 2003), o su homólogo de la FAA, en el título 14 de las CFR (*Code of Federal Regulations*), parte 145 (Federal Aviation Administration, 2020).

No obstante, existen situaciones donde estos daños no se pueden prever, debido a la naturaleza de su procedencia, y por tanto planificar actividades MRO para su mitigación. En este apartado se incluyen daños producidos por FOD (*Foreign Object Damage*) durante las operaciones en tierra de la aeronave, así como los impactos de ave o rayo durante el vuelo. En estas situaciones, la aeronave ha de ser reparada mediante otros procedimientos para que vuelva a estar operativa, que no se incluyen entre las actividades MRO. Estas actividades son las denominadas reparaciones.

Estas actividades de reparación se pueden clasificar de dos modos, dependiendo del momento de la vida de la pieza en el que se produce el deterioro: reparaciones en producción y reparaciones en servicio.

### 2.2 Tipos de reparaciones

#### 2.2.1 Reparaciones en producción

Las reparaciones en producción son aquellas que tienen lugar durante la fabricación de la estructura. Normalmente se deben a errores humanos o técnicos, que ocurren durante el proceso

de producción. No suponen una situación tan crítica como el caso de las reparaciones en servicio, debido a que las reparaciones tienen lugar, por norma general, en las propias instalaciones de fabricación del componente, por lo que existe una mayor versatilidad para diseñar y fabricar la reparación.

Este tipo de reparaciones son de carácter diverso dependiendo de la naturaleza de la reparación: pueden consistir en un cálculo estructural, en el uso de un refuerzo, o en la limpieza y aplicación de protecciones superficiales, entre otros ejemplos. Cada uno de estos casos tienen definidos unos procedimientos concretos de ejecución, y se emplean en determinadas situaciones.

Un ejemplo concreto son las reparaciones de estructuras fabricadas en material compuesto. Una particularidad de estas estructuras reside en que, tras haberse sometido a un impacto imprevisto, el daño de la estructura puede no ser perceptible al ojo humano, como es el caso de la delaminación. Por este motivo, se deben realizar ensayos no destructivos (NDT) para comprobar si la estructura se encuentra dañada.

El procedimiento de detección y reparación en producción de una estructura de material compuesto que se ha visto afectada por un impacto es el siguiente:

- a) Se realiza una evaluación del estado de la estructura, mediante ensayos no destructivos (NDT)
- b) Mediante fresado o técnicas de abrasión, se elimina la parte dañada de la estructura.
- c) Se debe prestar especial atención a la presencia de fluidos en el área de trabajo que puedan contaminar la estructura en reparación, mediante técnicas como el *Water Break Test* (Halliwell, 2020)
- d) Se selecciona el método de reparación más conveniente: para el caso de interés, mediante aplicación de un refuerzo.
- e) Generalmente, si la estructura reparada es de gran tamaño, el refuerzo se remacha sobre la estructura en las propias instalaciones del fabricante, lo que se denomina reparación de categoría C. Una reparación de categoría C es una reparación temporal que debe ser reemplazada antes de un determinado periodo de tiempo. Estas reparaciones pueden necesitar inspecciones más detalladas para alcanzar condiciones de aeronavegabilidad continuada. (Federal Aviation Administration, 2003)

### 2.2.2 Reparaciones en servicio

Cuando una aeronave sale de fábrica, se necesita la expedición de un certificado de tipo para que pueda empezar a operar. Si durante la operación de la aeronave, se producen daños que afecten a alguna de sus estructuras, las reparaciones asociadas a estos daños se denominan reparaciones en servicio.

Estas reparaciones, a diferencia de las reparaciones en producción, tienen lugar cuando la aeronave ha salido de fábrica, por lo que no se dispone de los recursos y facilidades presentes en las reparaciones en producción.

Generalmente, cuando se detecta el daño en la estructura de la aeronave, ésta se encuentra en operación lejos de la fábrica de producción, por lo que resulta inviable su desplazamiento a fábrica para repararla. Por este motivo, la reparación ha de realizarse *in situ*, y durante este proceso la aeronave permanecerá estacionada (AOG), sin poder operar.

La metodología de reparación en servicio difiere dependiendo de la estructura dañada y del material constituyente. Debido al interés que genera para el presente trabajo, en este apartado se presenta el ciclo de reparación en servicio para estructuras de material compuesto, consistente en la aplicación de un refuerzo o parche sobre la estructura dañada:

- a) Se detecta el daño de la estructura, por lo que la aeronave se encuentra inoperativa en el lugar donde se haya detectado el daño.
- b) Se realiza una evaluación de los daños, mediante el traslado de personal cualificado al lugar donde se encuentra estacionada la aeronave.
- c) Tras determinar que es posible la reparación de los daños, se realiza una toma de datos para determinar el tipo de reparación más conveniente, así como las dimensiones y geometría de la zona dañada.
- d) En fábrica, se mecaniza un útil a partir de un tocho de metal, con la geometría y dimensiones evaluadas en el anterior paso
- e) Con ayuda del útil, se fabrica la reparación en material compuesto, y se realiza el curado en autoclave.
- f) Una vez fabricada el refuerzo, ésta se traslada al lugar donde se encuentra la aeronave, y se remacha en la estructura dañada.
- g) Se realizan los ensayos y pruebas convenientes, tanto visuales como NDT, para determinar que la aeronave reparada puede volver a operar en condiciones de seguridad operacional.

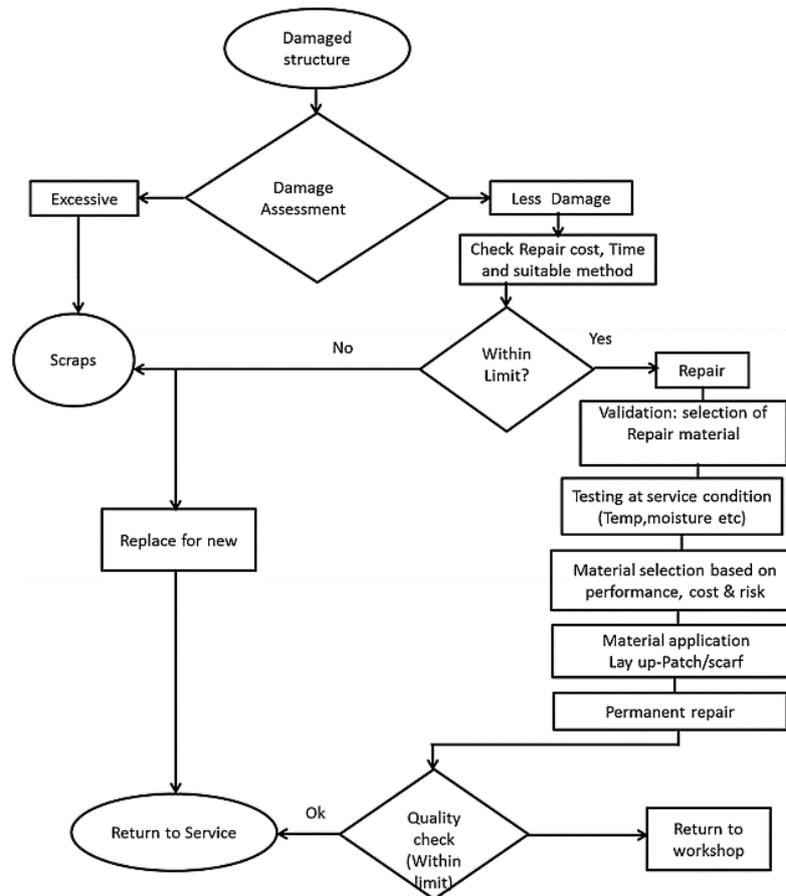


Figura 1. Esquema del proceso de reparación en servicio<sup>1</sup>

### 2.3 Principales inconvenientes asociados a las reparaciones en servicio

El ciclo de diseño de estas reparaciones constituye un proceso crítico, porque hasta que no se realice y se inspeccione la reparación en cuestión, la aeronave no podrá continuar con su operación programada.

Durante este proceso se están produciendo pérdidas económicas, por lo que es importante que este ciclo completo de reparación se realice de una manera eficiente, optimizando el tiempo empleado.

Los principales inconvenientes atribuidos a las reparaciones en servicio son los siguientes:

---

<sup>1</sup> Imagen obtenida de:

[https://www.researchgate.net/publication/326997814\\_Bonded\\_repair\\_of\\_composite\\_structures\\_in\\_aerospace\\_application\\_a\\_review\\_on\\_environmental\\_issues](https://www.researchgate.net/publication/326997814_Bonded_repair_of_composite_structures_in_aerospace_application_a_review_on_environmental_issues)

- Complejidad

Las reparaciones en servicio son acciones complejas, debido a la necesidad de que la reparación restituya las propiedades originales de la estructura. Por este motivo, se ha de realizar de forma minuciosa el diseño de la reparación, seleccionando la metodología y los materiales adecuados. Para ello se requiere mano de obra cualificada que participe en todo este proceso: desplazándose al lugar donde se encuentre la aeronave, diseñando la reparación, calculando las propiedades de la estructura reparada. Todo el personal perteneciente a la cadena de valor requiere cualificación.

Además, aunque exista un manual de reparaciones en servicio, perteneciente al AMM (*Aircraft Maintenance Manual*), característico de cada aeronave y que engloba diferentes partes de la misma y su modo de proceder, hay que tener en cuenta que cada caso es particular y cada reparación es única, lo que conlleva una complejidad adicional.

- Coste asociado

El hecho de presentar una complejidad elevada y la necesidad de una mano de obra cualificada conlleva unos costes económicos asociados elevados, que se suman al coste de los materiales necesarios para la fabricación de la reparación. Asimismo, se ha de tener en cuenta los costes indirectos debidos a la imposibilidad de operación de la aeronave, que de otro modo generaría beneficio, y las compensaciones económicas de la carga de pago debido a los largos tiempos de inoperatividad.

- Peso

El peso de la aeronave juega un papel fundamental en la industria aeronáutica. Una aeronave más ligera realiza su operación de una forma más eficiente, desde el punto de vista tanto económico como medioambiental.

Dependiendo de la naturaleza de la reparación, el incremento de peso de la estructura reparada respecto a la original puede ser relevante o no. En muchas ocasiones, el aumento de peso es despreciable en comparación con la estructura. En el caso de aquellas reparaciones consistentes en la aplicación de un refuerzo sobre la estructura dañada, el peso adicional consistirá en el peso del propio refuerzo, más el peso añadido por parte de las sujeciones. Por ello, el peso dependerá directamente de las dimensiones de la reparación, así como del material empleado para la fabricación de dicho refuerzo.

Un ejemplo de esto es la reparación consistente en un refuerzo metálico aplicado sobre una estructura de fibra de carbono. En este caso, por las propiedades mecánicas de las aleaciones metálicas aeronáuticas, la estructura reparada presentará un aumento de peso mayor respecto a la estructura original.

Por estos motivos, se debe intentar que todo el ciclo de reparación se realice de una manera eficiente, teniendo en cuenta los aspectos mencionados en este apartado.

## 2.4 Naturaleza de las reparaciones

Las reparaciones en aeronáutica se pueden clasificar respecto a determinados criterios. En este apartado se explican algunos de los criterios de clasificación más empleados para las reparaciones en servicio en aeronáutica.

Aunque existen otros tipos de reparaciones dependiendo del lugar de la aeronave dañado, en el presente trabajo se va a tratar exclusivamente las reparaciones estructurales.

Estas reparaciones se aplican cuando la estructura de la aeronave ha sufrido daños estructurales. Ejemplos de estos daños son. Los daños estructurales de una aeronave incluyen abolladuras, rayones, roturas y dobleces.

### 2.4.1 En función de la severidad del daño

Para clasificar los daños en servicio de la aeronave en función del nivel de daño que experimenta durante un accidente (ADREP<sup>2</sup>), la OACI establece la siguiente clasificación (ICAO, 2013):

i. *Aircraft destroyed:*

La aeronave ha sufrido daños que imposibilitan su reparación. No se pueden volver a satisfacer los requisitos de aeronavegabilidad.

ii. *Substantial damages:*

Los daños de la aeronave afectan de manera adversa a las propiedades mecánicas de la aeronave o a sus prestaciones. Por norma general, estos daños requieren una reparación de importancia (*Major repair*) o un reemplazo de la estructura dañada, aunque también se incluyen en este grupo los fallos asociados a los motores o a las ruedas del tren de aterrizaje.

---

<sup>2</sup> ADREP: *Accident Data Reporting System*

Cuando se reparan estos daños, se requiere realizar test de las estructuras afectadas para certificar su correcto funcionamiento

iii. *Minor damages:*

En las ocasiones en las que la aeronave presenta estos daños, se pueden recuperar las condiciones de aeronavegabilidad mediante reparaciones de menor importancia (*Minor repair*), y no se requieren realizar inspecciones tan minuciosas del correcto funcionamiento de la estructura como en el grupo anterior.

A esta anterior clasificación, también se incluyen aquellos casos en los que la aeronave no ha sufrido daño (*None*), o el daño es desconocido (*Unknown*).

Las reparaciones de las aeronaves se clasifican en *Minor* o *Major* en función del impacto, o impacto potencial que tengan en la aeronave durante su aplicación. Este proceso de clasificación se puede determinar mediante el diagrama de flujo representado en la siguiente figura:

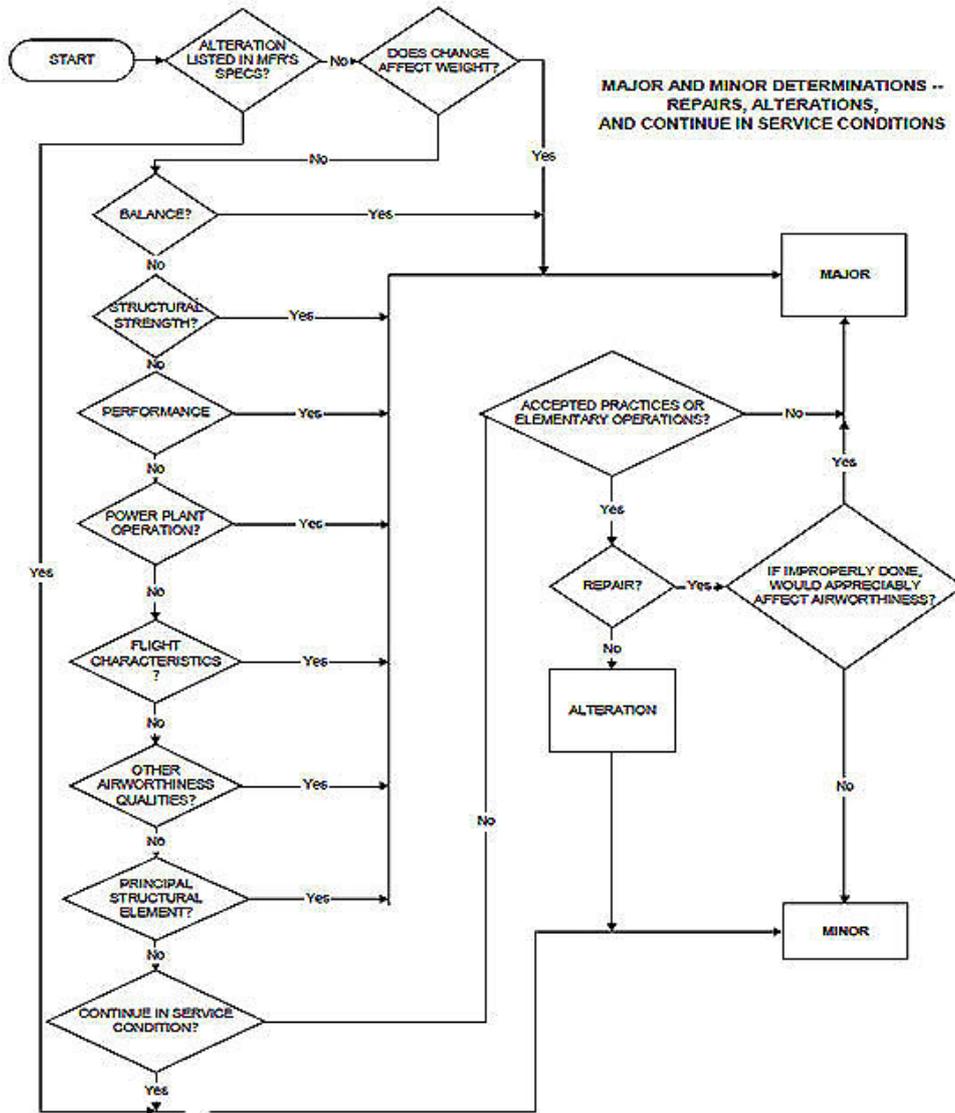


Figura 2. Caracterización de las reparaciones de aeronaves<sup>3</sup>

En el presente trabajo, las reparaciones a las que se hace referencia son en todo caso *Minor Repairs*.

## 2.5 Clasificación de las reparaciones en función del método de reparación

El presente apartado se va a focalizar en aquellas reparaciones consistentes en la aplicación de un refuerzo sobre la estructura dañada para reestablecer sus propiedades mecánicas.

<sup>3</sup> Imagen obtenida de: <http://www.aviation-safety-bureau.com/aircraft-repair.html>

Este refuerzo, también denominado parche, se adhiere a la zona dañada de la estructura mediante un elemento de fijación y se sujeta de forma autónoma, estableciendo una unión entre el parche y la estructura dañada.

Dependiendo de la naturaleza de dicho elemento de fijación, las reparaciones en servicio pueden clasificarse en dos grandes grupos:

- Reparaciones pegadas: el refuerzo se une a la estructura dañada mediante el uso de un adhesivo. También se denominan reparaciones adhesivas.

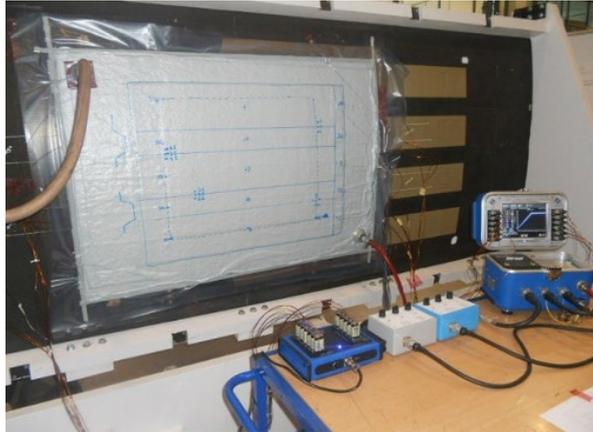


Figura 3. Reparación adhesiva en una estructura aeronáutica de material compuesto<sup>4</sup>

- Reparaciones no pegadas: la fijación del refuerzo se realiza por otros métodos que no conllevan adhesivo, como es el caso de pernos o remaches. En el caso de la industria aeronáutica, estas reparaciones estructurales son remachadas.

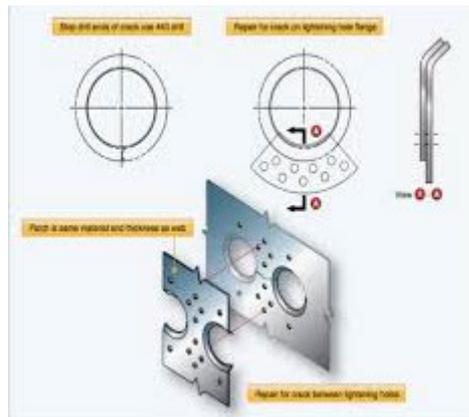


Figura 4. Reparación remachada de una estructura aeronáutica

<sup>4</sup> Imagen obtenida de: <https://cordis.europa.eu/article/id/418244-new-processes-help-repair-damaged-composite-airframes/es>

Cada una de estas reparaciones se emplean en determinadas situaciones, en función de la localización y el tipo de daño estructural, así como del material constituyente de la estructura, siempre siguiendo los criterios de certificación estipulados. Como se ha comentado en anteriores apartados, estas reparaciones consisten en la eliminación (si es posible) del defecto estructural, y la inserción de un elemento reparador (refuerzo) que permita restablecer la geometría y las propiedades de la pieza original. Esto supone el establecimiento de una unión, que puede ser temporal o definitiva, del refuerzo con la pieza original.

En el siguiente apartado se van a explicar de forma más detallada los tipos de reparaciones empleados en la industria aeronáutica

### 2.5.1 Reparaciones pegadas o adhesivas

Las reparaciones pegadas consisten en la aplicación de un refuerzo o parche sobre la estructura dañada, que empleará como elemento de fijación un adhesivo. Esta práctica solamente se utiliza para la reparación de estructuras en material compuesto.

La principal ventaja de una reparación adhesiva respecto al uso de otros elementos de fijación reside en que no se necesita la realización de un agujero (taladro o similar) sobre la superficie sobre la que se quiere aplicar el refuerzo, a diferencia de las reparaciones no pegadas. Esto evita que el material del que está formado la estructura se debilite.

Por otro lado, se evita la aparición de corrosión bajo tensiones debido a los esfuerzos residuales resultantes de la introducción del remache o perno para la realización de la reparación.

Además de las propiedades previamente mencionadas, también destacan las siguientes:

- Menor peso estructural
- Mejor tolerancia al daño
- Menor coste de fabricación

El uso de este tipo de reparaciones se está popularizando en las estructuras de material compuesto en los últimos años. Las reparaciones adhesivas presentan un ratio resistencia-peso mayor, una gran flexibilidad de diseño y facilidad de fabricación, además de la posibilidad de mantener el material intacto sin romper las fibras por las que está formado (Banea, y otros, 2009), lo que presenta una opción interesante para las reparaciones en material compuesto.

- Proceso de reparación

Por lo general, las reparaciones adhesivas de estructuras aeronáuticas en material compuesto se realizan mediante el uso de una bolsa de vacío. Este proceso consiste en el sellado de una bolsa de plástico alrededor de la zona de reparación, y posteriormente la extracción del aire del interior de la bolsa, generando vacío en su interior.

Previamente a esto, se debe realizar un correcto tratamiento de la superficie donde se vaya a aplicar el adhesivo, para asegurarse una correcta unión que no se despegue. Este tratamiento superficial consiste en la limpieza de la zona para eliminar cualquier partícula o impureza presente, que impida la correcta adherencia de ambas superficies.

Esta técnica presenta una principal ventaja: al unir las capas de reparación del material compuesto, no se queda aire atrapado entre las capas, y se produce una unión fuerte y segura gracias al efecto de la presión atmosférica, en el caso de hacerse la reparación al aire libre, o la presión del autoclave, en el caso de realizarse en uno.

Emplear la combinación de las técnicas de bolsa de vacío dentro de un autoclave es frecuentemente utilizado para la eliminación de volátiles durante el proceso de reparación, debido a que el autoclave genera unas condiciones de presión y temperatura controladas.

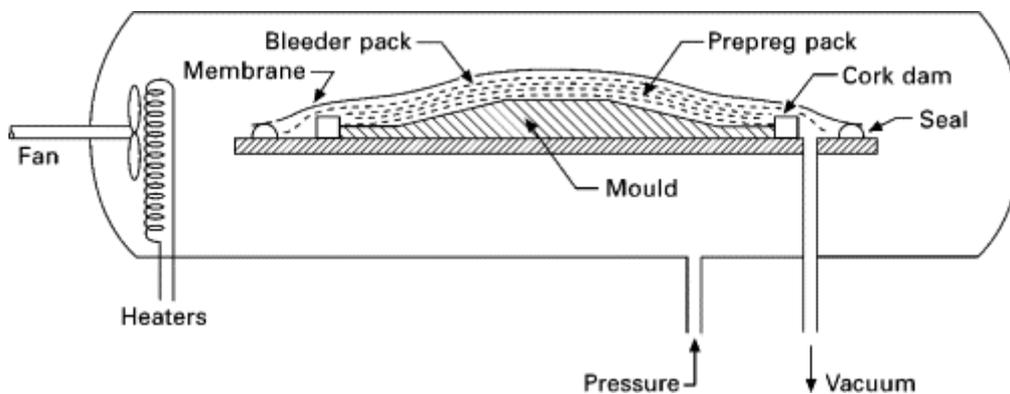


Figura 5. Proceso de curado en autoclave con bolsa de vacío<sup>5</sup>

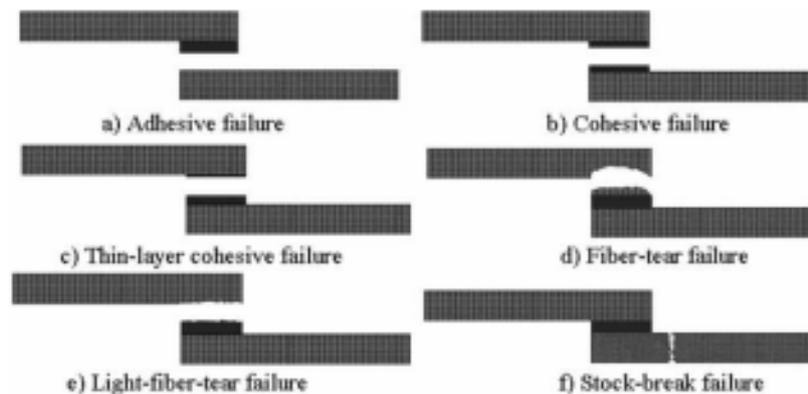
- Modos de fallo de reparaciones adhesivas

Sin embargo, frente a las ventajas que proporcionan las reparaciones adhesivas de estructuras aeronáuticas fabricadas en material compuesto, también cabe destacar un principal inconveniente de estas reparaciones: los modos de fallo de la reparación.

<sup>5</sup> Imagen obtenida de: <https://www.sciencedirect.com/topics/materials-science/autoclave-molding>

Los modos de fallo se determinan por la calidad de la unión en cada interfaz, por la geometría de la pieza, y la carga a la que se someta. Según la norma ASTM D5573 (Annual Book of ASTM Standards, 2002), existen siete modos de fallo en uniones adhesivas:

- Fallo adhesivo
- Fallo cohesivo
- Fallo adhesivo de capa delgada
- Fallo por desgarro de fibra
- Fallo por desgarro de fibra ligero
- Fallo por rotura del adherente
- Fallo mixto, que engloba mezcla entre los anteriormente mencionados



*Figura 6. Modos de fallo convencionales en uniones adhesivas*

La predicción de estos modos de fallos no es sencilla debido a que hay muchos factores que influyen en los mismos. Además, estos modos de fallo se presentan de diferentes maneras en función del adhesivo empleado en la reparación, así como la preparación superficial de la zona.

Esta es una de las principales razones por las cuales las reparaciones adhesivas aún no están certificadas para su uso en estructuras aeronáuticas dañadas, por lo que aún no presentan una alternativa viable frente a las convencionales reparaciones remachadas, en las cuales se centra este trabajo.

Sin embargo, continuos estudios se están llevando a cabo para predecir el comportamiento de las reparaciones adhesivas, presentando un gran potencial para su uso en las reparaciones estructurales aeronáuticas en los próximos años.

### 2.5.2 Reparaciones no pegadas o remachadas

Como se ha explicado en el anterior apartado, las reparaciones no pegadas se caracterizan por el uso de un elemento de fijación para unir el refuerzo con la estructura.

Estos elementos de fijación pueden ser pernos, tornillos, remaches o clavos, en función de los requerimientos estructurales. En la industria aeronáutica, debido a que la superficie estructural juega un papel fundamental en la operación de la aeronave por criterios aerodinámicos, el elemento de fijación utilizado es el remache. La razón de esta selección reside en la escasa deformación de la zona donde se aplica el remache, en comparación con otros elementos de fijación.

De este modo, cuando se haga referencia a una reparación no pegada en el presente trabajo, se trata de una reparación remachada.

Un remache es un elemento de fijación de bajo coste, tanto de fabricación como de instalación, que permite la absorción de esfuerzos de cortadura. El proceso de remachado es rápido y se puede automatizar, abaratando el coste del proceso de reparación.

Los remaches se diferencian unos de otros tanto en la forma de la cabeza, que puede ser avellanada, redonda, plana o de otras formas que se adecúen a la superficie remachada, así como en el tamaño del vástago, el material del que están formados y la metodología de inserción.

En la industria aeronáutica, el principal modo de clasificación de los remaches reside en el acceso disponible a la estructura dañada, diferenciando los remaches convencionales y los remaches ciegos

#### - Remaches convencionales

Son los más usados, de manera general, en trabajos de reparación estructurales. Cuando la reparación es accesible por ambos lados, son los más utilizados por sus propiedades

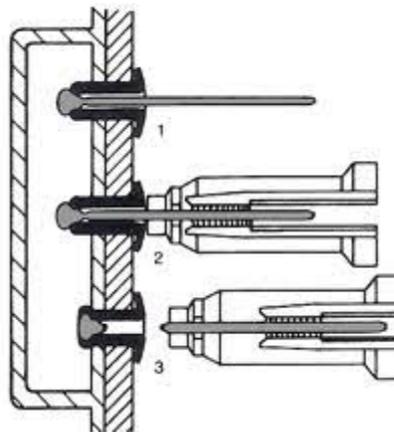
En el caso de estructuras aeronáuticas de fibra de carbono, se suele emplear un material especial para la fabricación de remaches con la función evitar la corrosión galvánica, debido a la diferencia de potencial entre el remache de aluminio y la fibra de carbono.

Por este motivo, los remaches empleados en las reparaciones aeronáuticas de material compuesto suelen estar fabricados con aleaciones de titanio o acero inoxidable, lo que incrementa el precio de los remaches. (Alderliesten, 2018)

- Remaches ciegos (*Blind Rivets*)

Se emplean para aquellas superficies fuera del alcance del usuario, por geometría o por otras necesidades. El remache posee un vástago que se encarga de expandir el material saliente como cierre. Este método permite remachar estructuras a las cuales solo se puede acceder por uno de los dos lados.

Estos remaches tienen un amplio uso en las reparaciones aeronáuticas en servicio, debido a que la estructura que se quiere reparar no puede desmontarse. Por este motivo, existen ocasiones en las que no se puede acceder a la zona de la estructura que se quiere reparar, por lo que no se pueden utilizar remaches convencionales.



*Figura 7. Esquema del proceso de inserción de un remache ciego<sup>6</sup>*

Debido a las altas exigencias de seguridad operacional de la industria aeronáutica, se deben emplear unos remaches de altas prestaciones. Por este motivo, se han desarrollado una serie de remaches con mejores propiedades que los remaches convencionales, permitiendo reparaciones más resistentes y duraderas. Estas familias de remaches son los HI-LOK<sup>TM</sup> / HI-LITE<sup>TM</sup> y los remaches HI-TIGUE<sup>TM</sup>.

- Remaches HI-LOK<sup>TM</sup> / HI-LITE<sup>TM</sup>

Un tipo de remaches de prestaciones mejoradas son los remaches HI-LOK<sup>TM</sup>, muy empleados en la industria aeronáutica para las reparaciones estructurales de materiales compuestos. Esta clase de remaches se emplean en aquellas uniones que soportan esfuerzos de cortadura y tracción muy elevados. Su principal ventaja reside en el collarín de fijación, que se rompe de manera automática

---

<sup>6</sup> Imagen obtenida de: <https://www.hansonrivet.com/rivets/blind-rivet-design-guide/>

durante su implantación, eliminando la necesidad de inspeccionar el apriete del remache. Además, su peso es notablemente inferior a la de otros remaches empleados en la industria aeronáutica, lo que resulta en uniones más ligeras, pero con las mismas propiedades mecánicas, así como de una gran versatilidad. (Jet-Tek, 2022).

En la actualidad, se han desarrollado una nueva generación de remaches, los remaches HI-LITE™, que presentan las mismas características que los remaches HI-LOK™, pero adicionalmente presentan un ahorro de hasta el 13% en peso respecto a la generación anterior. (LISI AEROSPACE, 2022)



Figura 8. Fijaciones HI-LOK™<sup>7</sup>

#### - Remaches HI-TIGUE™

Esta familia de remaches surge a partir de los remaches HI-LOK™, pero con un diseño de borde especial que incrementa la vida a fatiga del remache. Este diseño particular permite que el remache se ajuste de mejor forma a la estructura, experimentando una fuerza menor durante los ciclos de carga que otros tipos de remache (LISI AEROSPACE, 2022).

## 2.6 Patrones de remachado en función de los materiales del parche reparador.

En los últimos años, la presencia de estructuras fabricadas en material compuesto está siendo más frecuente en el diseño de las aeronaves más modernas, superando el 50% de las estructuras en algunas aeronaves, como es el caso del A350 o el B787:

---

<sup>7</sup> Imagen obtenida de:

[https://www.howmet.com/global/en/products/product.asp?bus\\_id=1&cg\\_id=88&cat\\_id=216&prod\\_id=537](https://www.howmet.com/global/en/products/product.asp?bus_id=1&cg_id=88&cat_id=216&prod_id=537)

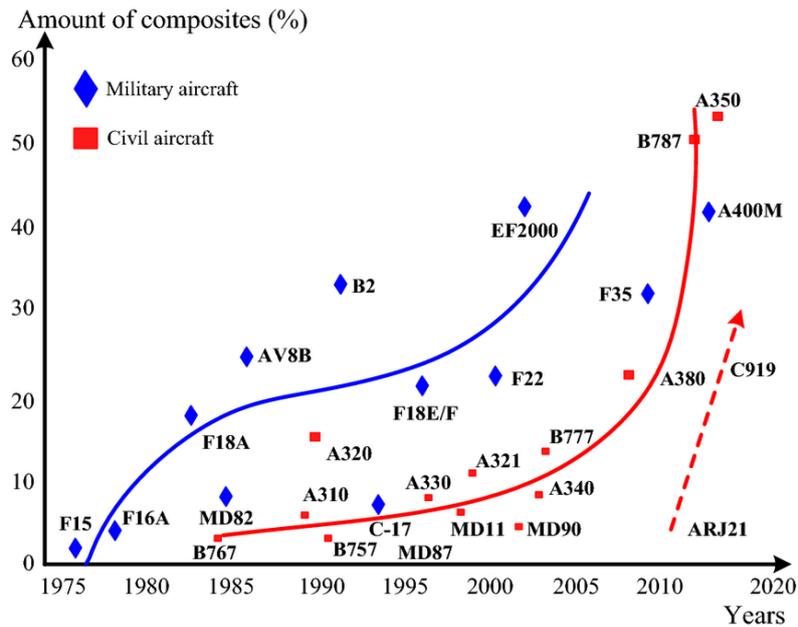


Figura 9. Progresión temporal del uso de material compuesto en la fabricación de aeronaves<sup>8</sup>

Esta situación se debe, principalmente, a las ventajas que presentan las estructuras fabricadas en material compuesto respecto a las aleaciones de aluminio. Por la naturaleza de los materiales compuestos, surgen modificaciones en el proceso de reparación respecto a las reparaciones tradicionales.

Estas modificaciones también afectan a los patrones de remachado, así como al tipo de remaches empleados en las reparaciones, dependiendo de si están fabricadas en aleación metálica o material compuesto.

Por estos motivos, se obtienen 3 diferentes tipos de reparaciones en función del material que componen tanto a la estructura dañada, como al parche reparador.

- La estructura dañada es metálica y el parche es metálico

Este es el caso tradicional, del modo que se llevan realizando las reparaciones de aeronaves durante muchos años

<sup>8</sup> Imagen obtenida de: [https://www.researchgate.net/figure/Amount-of-composites-used-in-other-military-aircraft-and-civil-aircraft-30\\_fig12\\_339492381](https://www.researchgate.net/figure/Amount-of-composites-used-in-other-military-aircraft-and-civil-aircraft-30_fig12_339492381)

- La estructura dañada está fabricada en material compuesto y el parche es metálico

Existe un principal inconveniente, que reside en la diferencia de propiedades mecánicas entre la estructura, de material compuesto, y el parche de aleación metálica. Hay que prestar especial atención durante el remachado para asegurarse que la unión entre parche y estructura es adecuada.

- La estructura dañada y el parche están ambos fabricados en material compuesto, concretamente en fibra de carbono

En este caso, no se tiene el problema de diferencia de propiedades mecánicas entre la estructura y el parche. No obstante, al tratarse de material compuesto, se debe prestar especial atención al comportamiento del material durante la realización del agujero, así como durante la introducción del remache.

Al ser una técnica relativamente nueva, en aeronáutica no se han certificado patrones concretos para estas reparaciones remachadas.

En todos estos casos, se han de seguir unos criterios de espaciado entre remaches, para conseguir una reparación adecuada. Si dos remaches se encuentran muy juntos, pueden aparecer grietas en la estructura por concentración de tensiones. Si dos remaches se encuentran muy separados entre sí, se produce una incorrecta fijación del parche.

Para evitar esta problemática, se deben tener en cuenta la separación entre remaches, así como la distancia al borde de la reparación.

En la mayoría de las reparaciones, esta separación suele ser la misma que la empleada por el fabricante en la zona de la estructura circundante, aunque también se puede consultar el SRM (*Structural Repair Manual*), característico de cada aeronave.

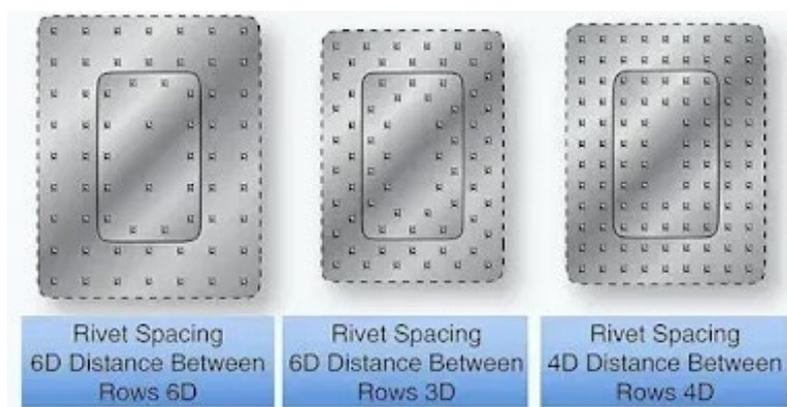


Figura 10. Patrones aceptables de remachado

# Capítulo 3. INNOVADORA PROPUESTA DE MODIFICACIÓN DEL CICLO DE REPARACIÓN

Como se ha explicado en el capítulo anterior, las reparaciones en servicio de aeronaves presentan una serie de inconvenientes, debido a la complejidad asociada a todo el proceso de reparación. Los inconvenientes de mayor relevancia se traducen en elevados costes económicos para el operador, asociados al tiempo empleado en el ciclo completo de reparación.

Por esta razón, en este capítulo se va a analizar el proceso de reparación actual de estructuras aeronáuticas en servicio, especialmente en aquellas fabricadas en fibra de carbono. Una vez analizado este proceso, se va a realizar una propuesta de modificación del ciclo mediante la introducción de tecnologías de fabricación aditiva. Finalmente, se van a comparar ambos casos y se resaltarán las potenciales ventajas de esta modificación a través de un CBA (*Cost-Benefits Analysis*)

## 3.1 Ciclo de reparación actual de estructuras aeronáuticas fabricadas en material compuesto

Para establecer una ejemplificación realista que permita un análisis del ciclo de reparación se va a partir de la necesidad de reparación *in situ* de parte del fuselaje de una aeronave civil de transporte de pasajeros que ha sufrido daños. Varios paneles del fuselaje, fabricados en material compuesto, han sufrido el impacto de un ave, presentando daños. La aeronave se encuentra estacionada en Malasia, en el aeropuerto de Singapur, a una gran distancia de la fábrica, situados en el continente europeo, por ejemplo, de Airbus.



*Figura 11. Impacto de ave en el fuselaje de una aeronave civil<sup>9</sup>*

### 3.1.1 Procesos de solución actuales

Al analizar los daños sufridos por la aeronave, se descarta la posibilidad de reemplazo de los paneles dañados. Según las normativas de seguridad aplicables, los paneles afectados no se reparan, salvo en casos muy concretos. Para estos reemplazos se requiere de utillaje específico, solamente presente en la fábrica (en nuestro caso Airbus). Por este motivo, aunque en ciertas reparaciones se reemplace el componente entero, en el caso de un panel dañado, no se puede considerar viable la solución de reemplazo del panel.

Debido a que la aeronave se encuentra lejos de fábrica, se determina que el modo más adecuado de proceder es la reparación en servicio de la estructura dañada. En este caso concreto, la reparación consiste en la aplicación de un parche remachado en la estructura.

Al consistir la reparación en un parche, surgen unas dificultades que comprenden, entre otras, la necesidad de utillaje especial para asegurar la correcta conformación de la superficie aerodinámica. Por este motivo, el parche se fabricará en la propia factoría del fabricante y se transportará una vez fabricado hasta Singapur, donde se remachará correspondientemente.

Teniendo en cuenta esta información, se obtienen dos posibles soluciones:

- SOLUCIÓN 1: El parche remachado se fabrica en una aleación metálica. Es la forma convencional de proceder, debido a que los parches metálicos son los más utilizados

---

<sup>9</sup> Imagen obtenida de: <https://avherald.com/h?article=4ac16543>

y se han empleado en un mayor número de reparaciones. Además, el uso de un refuerzo metálico evita la delaminación del parche durante el remachado.

- SOLUCIÓN 2: El parche remachado se fabrica en fibra de carbono. Al ser una estructura de material compuesto, la utilización de un parche de fibra de carbono es una alternativa interesante debido a la diferencia de peso entre la fibra de carbono y las aleaciones metálicas empleadas en aeronáutica. Para solventar la delaminación, se utiliza fibra de vidrio en la elaboración del parche.

Aunque ambas alternativas consistan en procesos viables, se ha optado por la SOLUCIÓN 2, consistente en un parche de fibra de carbono, mismo material del que está formado la estructura.

Las principales razones por las que se ha seleccionado esta alternativa son las siguientes:

- La estructura dañada está fabricada en material compuesto, por lo que un parche de fibra de carbono presenta un coeficiente de expansión térmica similar. Esto evita que la zona de reparación sea un foco de tensiones que pueda derivar en futuros daños
- Las propiedades mecánicas de la fibra de carbono en comparación a las aleaciones metálicas, generando una reparación de mayor resistencia y durabilidad.
- El peso del parche reparador. Al ser la densidad de la fibra de carbono inferior a la de las aleaciones de aluminio empleadas en aeronáutica, un parche de las mismas dimensiones presentará un menor peso si se fabrica en fibra de carbono

Sin embargo, el uso de parches metálicos sobre estructuras de material compuesto también constituye una alternativa interesante, y su uso también está muy extendido. Esto se debe a una causa evidente: los materiales compuestos, y en particular la fibra de carbono, son materiales empleados recientemente en aeronáutica, por lo que no se ha estudiado su comportamiento a largo plazo.

Por estos motivos, se usan parches metálicos sobre estructuras de material compuesto, debido a que su comportamiento a largo plazo es conocido frente a las cargas que va a soportar el parche. Sin embargo, en los parches de fibra de carbono existe una mayor incertidumbre respecto a su comportamiento a largo plazo (*Composite Aging*) (Bouiadjra, y otros, 2015)

### 3.1.2 Composición del ciclo de reparación actual

A continuación, se va a explicar los pasos que componen el proceso de reparación para el caso de análisis presentado. En este punto cabe destacar que se denomina proceso o ciclo de reparación desde el momento de detección de un daño en la aeronave, hasta que la aeronave se ha reparado y puede continuar con su operación:

- a. Contacto con el fabricante de la estructura que se ha dañado.

En nuestro caso de ejemplo, y en el caso de que se decida que es el fabricante quien se debe encargar de la reparación, se debe contactar con la división que fabrique esos paneles del fuselaje, para que se inicie el proceso de reparación. Esta división estudiará el daño de la estructura y su modo de reparación.

- b. Llegada de personal especialista para la toma de datos acerca del daño de la aeronave.

Posteriormente, el fabricante enviará a personal cualificado al lugar donde se encuentre la aeronave tras la detección del daño para realizar una toma de datos, que proporcionará información acerca del daño de la estructura.

- c. Toma de datos para el diseño de la reparación requerida

Esta toma de datos es exhaustiva para el posterior diseño de la reparación. Entre los datos obtenidos se encuentran las dimensiones de la zona afectada, profundidad y severidad de los daños, y material de la estructura, entre otros. También es importante la detección de la zona exacta donde se ha producido el daño: en el fuselaje, el revestimiento del ala, los estabilizadores... que condicionarán el modo de proceder para la reparación.

- d. Análisis de datos y diseño del parche reparador

Con estos datos el equipo de ingeniería decide la reparación potencial. Al definirse la metodología de reparación como la aplicación de un parche de fibra de carbono, se diseña el parche con unas características en función de los daños de la estructura.

Este paso tiene gran importancia en el trabajo porque es donde se van a incluir las modificaciones que se explicarán en profundidad en posteriores apartados.

Siguiendo la metodología de reparación actual, partiendo de los datos obtenidos, se diseña un molde (utillaje), que representa el inverso de la estructura dañada, a partir de un tocho de metal.

Este tocho de metal se mecaniza, obteniendo un útil metálico. Sobre este útil se coloca el preimpregnado de fibra de carbono, para obtener la geometría y dimensiones finales del parche. El parche, de este modo, copia la superficie aerodinámica de la zona de la estructura dañada. Posteriormente, este parche se cura en autoclave para alcanzar las propiedades óptimas.

e. Instalación adecuada del parche

Tras la fabricación del parche, se envía al lugar donde se encuentra la aeronave, para su posterior instalación, en conjunto con toda la documentación asociada.

Una vez que el parche, junto a la documentación asociada, llegue al aeropuerto donde se encuentre estacionada la aeronave, se procede a su instalación. Esta instalación se lleva a cabo mediante remachado, en la zona afectada.

Posteriormente, se realizan las inspecciones correspondientes para asegurarse que la reparación se ha ejecutado correctamente.

### **3.2 Propuesta de valor para reducción del ciclo de reparación**

En este trabajo, se va a analizar una propuesta de valor alternativa para la reducción del ciclo y coste de reparación mencionado anteriormente. Esta propuesta se basa en el uso de tecnologías de fabricación aditiva y de conformado 3D para el diseño del utillaje necesario para la fabricación de parches de material compuesto, consistiendo en la principal modificación del ciclo de reparación actual.

Esta modificación se basa en el uso de ingeniería inversa para el desarrollo de utillaje que sirva como soporte para la fabricación del parche. El personal especialista que se desplaza a tomar mediciones acerca de la estructura dañada emplea una pistola de escaneo 3D, que permite la medición de la superficie dañada. Se transfiere a un modelo CAD, que tendrá la geometría inversa a la del parche. Posteriormente, mediante las tecnologías de fabricación aditiva, se imprime el utillaje con ayuda de una impresora 3D, y se procede a fabricar el parche.

Gracias al uso de la pistola de escaneo, se garantiza que el útil fabricado tiene la geometría y las dimensiones de la superficie dañada donde se quiere remachar el parche, presentando un ahorro temporal respecto las técnicas tradicionales de fabricación, consistentes en el mecanizado directo.

De este modo, se pretende ahorrar tiempo en la fase de diseño del útil, tradicionalmente mecanizado, reduciendo los costes económicos asociados. Este análisis económico, en comparación a la metodología actual, se realizará en el apartado de ESTUDIO DE NEGOCIO.

Antes de entrar a profundizar en nuestro caso concreto, se va a realizar un estudio de las técnicas de fabricación aditiva comúnmente empleadas en la industria aeronáutica. Posteriormente, se evaluará la técnica más apropiada para solventar la problemática presentada.

### 3.2.1 Fabricación aditiva y materiales empleados

La fabricación aditiva es una técnica que permite convertir, de manera directa, diseños tridimensionales realizados por ordenador (CAD), en un prototipo físico mediante la adición de material capa a capa. Presenta una principal ventaja frente a otros métodos de impresión 3D, que se trata de la reducción significativa del ciclo de desarrollo del producto, presentando muy buena calidad el producto final. (Kamrani, y otros, 2006)

El método de fabricación es similar para todas las tecnologías de fabricación aditiva, siendo tres los principales parámetros que distinguen los productos obtenidos:

- Materiales empleados en la fabricación de la pieza
- Método de creación de las capas
- Modo de unión de unas capas con otras

Estos parámetros determinarán las características de la pieza final, entre las que destacan:

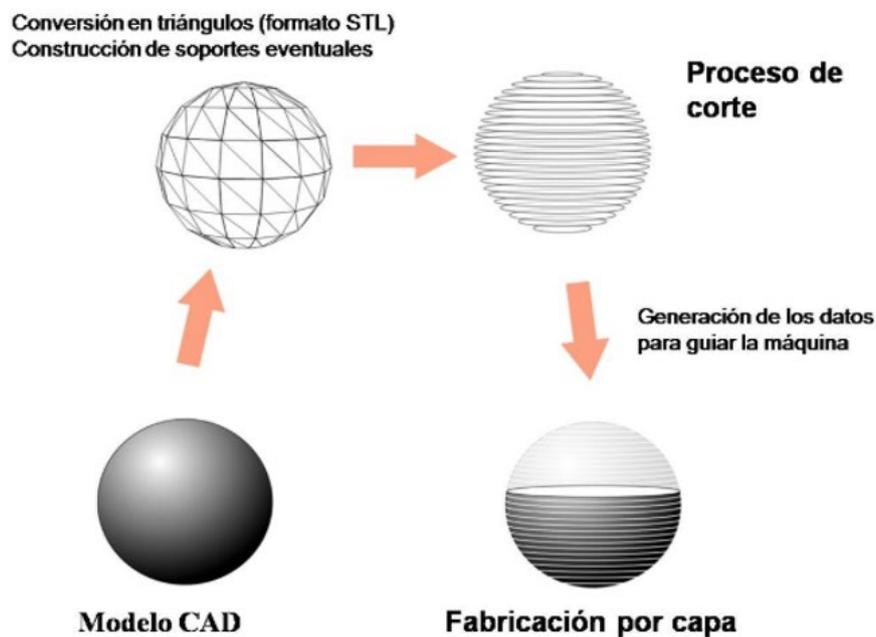
- Propiedades mecánicas del material de la pieza final
- Acabado de la pieza
- Grado de exactitud respecto al modelo original (CAD)
- Tiempo empleado en la fabricación
- Tamaño de la máquina necesario
- Coste económico empleado en la fabricación



Figura 12. Grado de exactitud de la pieza dependiendo del formato STL empleado

El proceso de producción de la pieza a partir del diseño CAD es común independientemente de la tecnología empleada, y es el siguiente:

- a) Diseño CAD
- b) Conversión a formato STL del archivo
- c) Transferencia y manipulación de archivo por la máquina
- d) Configuración de la máquina
- e) Fabricación de la pieza
- f) Obtención y limpieza de la pieza
- g) Preparación final de la pieza



*Figura 13. Proceso de producción mediante fabricación aditiva*

En la actualidad, el conformado de piezas mediante fabricación aditiva tiene una alta importancia en la industria aeroespacial, como es el caso de utillajes, repuestos, reparaciones y componentes. El presente trabajo empleará las tecnologías de fabricación aditiva para el conformado de utillaje, empleado como elemento soporte para el diseño de la reparación.

### 3.2.2 Tecnologías de impresión 3D y elección de materiales

Según la norma ISO/ASTM 52900:2015 (Seidel, 2022), los diferentes métodos de fabricación aditiva se dividen en siete clases de procesos, teniendo en cuenta dos aspectos fundamentales:

- Forma de inducción de la consolidación del material
- Formato de aporte del material: puede ser líquido, en polvo, a chorro...

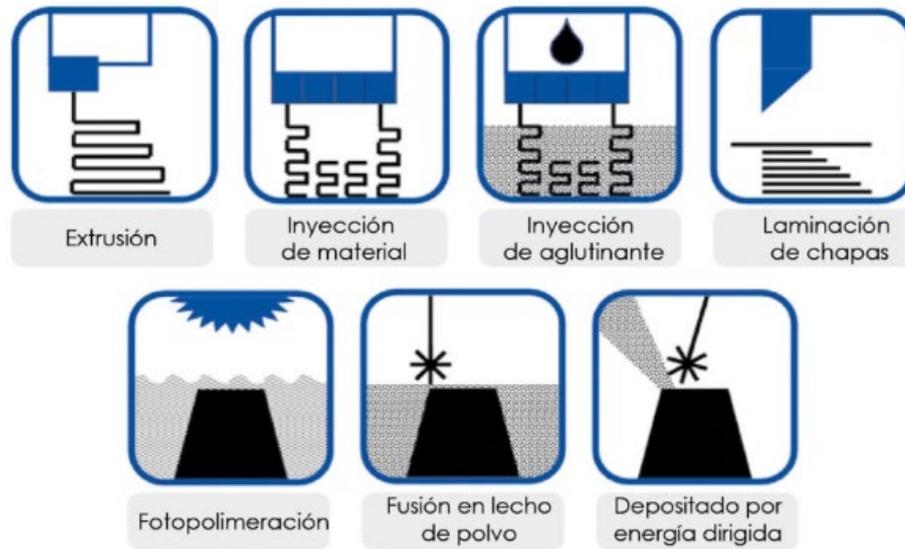


Figura 14. Diferentes procesos para fabricación aditiva

Combinando los anteriores parámetros, los procesos obtenidos más utilizados en la industria son:

- Procesos de extrusión de material (FDM)
- Procesos de fotopolimerización (no usado en la industria aeronáutica)
- Procesos de impresión
- Procesos de fusión en lecho de polvo
- Procesos de laminación de chapas (no usado en la industria aeronáutica)
- Procesos de depositado mediante energía dirigida

En el presente apartado se van a explicar cada uno de estos procesos, aunque no todos son aplicables en el diseño de utillaje para reparaciones en servicio de estructuras aeronáuticas. Este es el caso de los procesos de fotopolimerización o de laminación de chapas, los cuales no pueden emplearse en la fabricación de utillaje.

- Procesos de extrusión de material (FDM)

El proceso de extrusión FDM consiste en la extrusión del material base, proporcionado en forma de filamentos o hilos, que se deposita en estado fundido sobre una plataforma, debido a la fluidez

y viscosidad adquirida al pasar por el inyector. La pieza se construye capa a capa, hasta obtener la pieza completa.

Para su funcionamiento, el archivo CAD se carga en la propia máquina, que la traduce a código *G-Code*. Este código presenta los movimientos que debe realizar el cabezal de extrusión para el conformado de la pieza. A continuación, se introduce en la bobina el filamento del material para la extrusión. Cuando el material atraviesa la boquilla, que se encuentra a una temperatura controlada, se funde y se deposita. Una vez depositado el material se solidifica, sirviendo como soporte para la siguiente pasada, lo cual permite que la pieza vaya adquiriendo altura.

Entre las ventajas de este procedimiento destacan:

- Bajo coste económico
- Amplia variedad de materiales que se pueden emplear
- Propiedades mecánicas similares a las obtenidas por otros métodos de fabricación

La principal desventaja de este procedimiento reside en la dirección de construcción de las capas, generando una anisotropía en el eje z.

Los materiales empleados comúnmente en este proceso son el PLA, PPSF, ABS, y ULTEM™, entre otros, siempre que se encuentren en filamentos o bobinas de hilo.

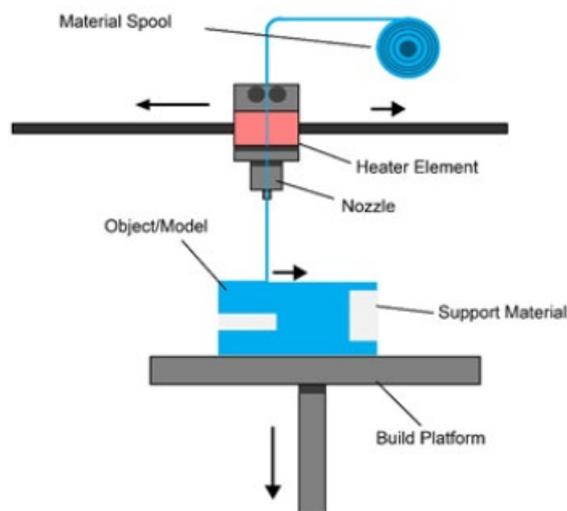


Figura 15. Esquema de procesos de extrusión<sup>10</sup>

---

<sup>10</sup> Imagen obtenida de <https://www.lboro.ac.uk/research/amrg/about/the7categoriesofadditivemanufacturing/materialextrusion/>

- Procesos de impresión

La máquina dispone de un cabezal donde se encuentra el material que se emplea para la fabricación de la pieza mediante inyección.

Estos procesos se clasifican en dos tipos: inyección de material, e inyección de aglutinante.

La principal diferencia entre estos dos tipos reside en el elemento que se inyecta para la fabricación de la pieza: en el caso de inyección de material, se inyecta directamente el material del que se constituye la pieza, mientras que, por la inyección de aglutinante, el material que se inyecta es un adhesivo líquido sobre el material, en polvo, que constituye la pieza.

Las ventajas e inconvenientes de estos procesos son:

<u>Inyección de material</u>	
Ventajas	Inconvenientes
Gran precisión y libertad geométrica	Imposibilidad de uso de materiales metálicos
Alta velocidad de fabricación	Necesidad de material soporte
Uso de materiales poliméricos	

<u>Inyección de aglutinante</u>	
Ventajas	Inconvenientes
Gran variedad de materiales en polvo	Postprocesado tedioso
Uso de todo el volumen de fabricación	Acabado poroso de piezas

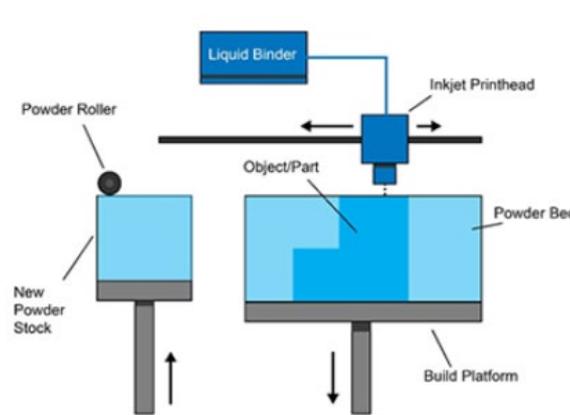


Figura 16. Ejemplo de proceso de inyección de aglutinante<sup>11</sup>

<sup>11</sup> Imagen obtenida de <https://www.lboro.ac.uk/research/amrg/about/the7categoriesofadditivemanufacturing/binderjetting/>

- Procesos de fusión de lecho en polvo

Se emplea un láser dirigido sobre el material que se encuentra en polvo. Este láser calienta localmente la zona de modo que el metal se funde y se enlaza al solidificarse, conformando la geometría de la pieza deseada. Es el más empleado para piezas metálicas.

Se pueden emplear una amplia variedad de materiales, siempre que se encuentren en forma de polvo. Su principal uso es en series cortas de producción, debido a que son más económicos que los métodos tradicionales, resultando piezas de muy buena calidad. Su principal inconveniente es el tiempo de ejecución y su elevado consumo energético.

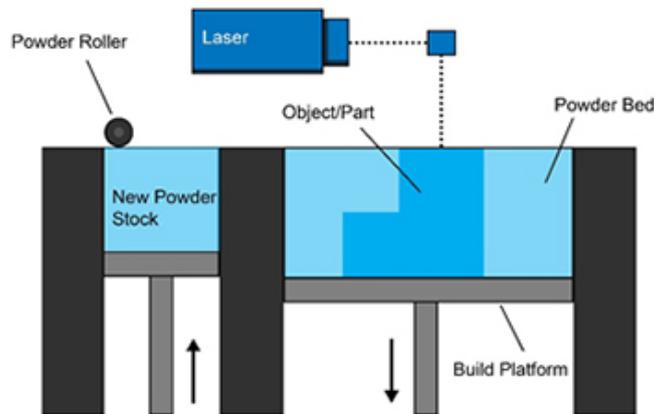


Figura 17. Esquema de proceso de fusión de lecho en polvo<sup>12</sup>

- Procesos de depositado mediante energía dirigida

El funcionamiento de este proceso es similar a los procesos de inyección de material. El material en polvo se suministra, a través de un sistema de alimentación, hacia un haz de energía (láser), fundiéndose cuando entran en contacto y formando la geometría deseada.

Entre las ventajas de este proceso destaca la calidad de las piezas debido al minucioso control del material depositado, pudiéndose realizar piezas de gran tamaño, pero se requiere una superficie inicial para depositar el material. En contrapartida, el acabado superficial no es liso, por lo que se requiere de postprocesados.

---

<sup>12</sup> Imagen obtenida de <https://www.lboro.ac.uk/research/amrg/about/the7categoriesofadditivemanufacturing/powderbedfusion/>

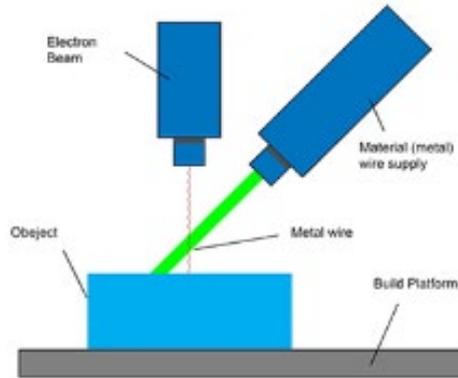


Figura 18. Esquema de proceso de depositado mediante energía dirigida<sup>13</sup>

### 3.3 Tecnología seleccionada para el diseño del útil

En el anterior apartado se han analizado las tecnologías de fabricación aditiva más empleadas en la industria. No obstante, no todas se ajustan a las necesidades de nuestro ejemplo planteado. Por este motivo, se tiene que decidir la técnica más apropiada para la fabricación del utillaje, en función de las propiedades presentadas en el apartado anterior.

Para hacer esto, se deben seguir los siguientes pasos:

1. Selección del material para diseñar el útil
2. Selección de la tecnología de fabricación aditiva que se adecúe al material escogido
3. Selección de la máquina de fabricación aditiva correspondiente

#### 3.3.1 Selección del material a utilizar

A la hora de seleccionar el material para el diseño del utillaje, se requiere que el material presente buenas propiedades térmicas, y una buena consistencia para formar un útil de buenas prestaciones, que permita el correcto curado del parche durante su fabricación.

En la siguiente figura se puede observar la clasificación de los materiales más comúnmente empleados en procesos FDM en función de sus propiedades mecánicas:

---

<sup>13</sup> Imagen obtenida de <https://www.lboro.ac.uk/research/amrg/about/the7categoriesofadditivemanufacturing/directedenergydeposition/>

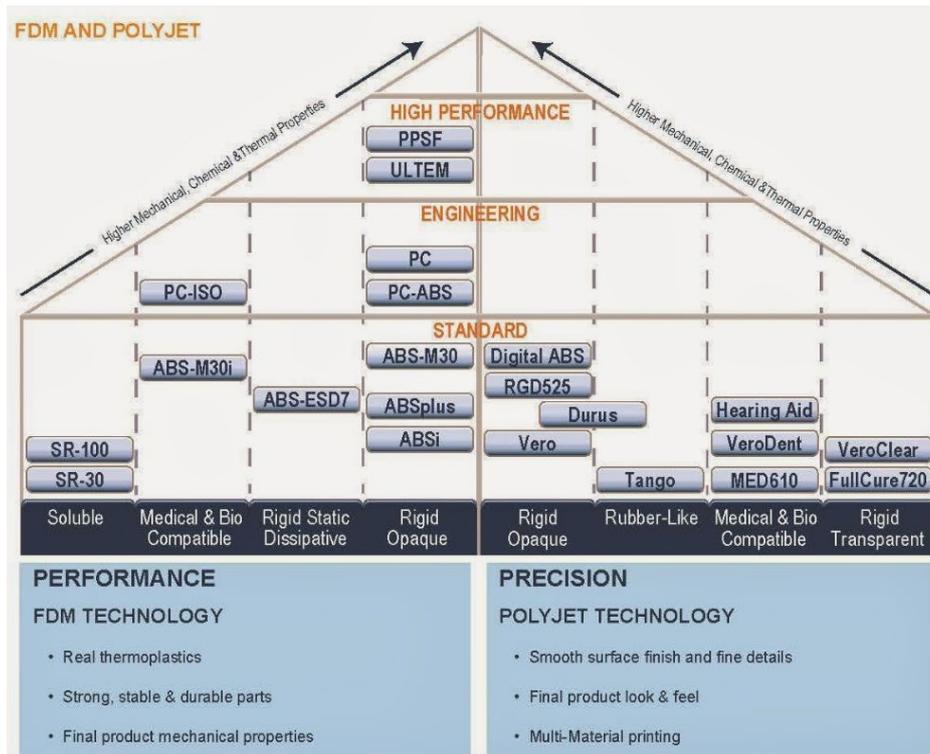


Figura 19. Principales materiales empleados en procesos FDM<sup>14</sup>

Con este análisis preliminar, se puede comprobar que los materiales con unas mejores propiedades para su uso en la fabricación de utillaje serían el material PPSF / PPSU (*polifenilsulfona*), así como el ULTEM<sup>TM</sup>. Ambos son materiales termoplásticos de alta resistencia, compatibles con la máquina *Fortus 900mc* empleada en el estudio. En el caso del ULTEM<sup>TM</sup>, hay que tener en cuenta que es el nombre comercial del material *polieterimida* (PEI), por lo que existen distintos tipos que presentan variaciones entre ellos respecto a sus propiedades mecánicas. En el presente trabajo se analizarán dos tipos de material ULTEM<sup>TM</sup>: el ULTEM<sup>TM</sup> 1010 y el ULTEM<sup>TM</sup> 9085, debido a que presentan las mejores propiedades para su uso en diseños de utillaje en el sector aeroespacial.

Para la elección del material más idóneo se va a realizar una comparación entre estos tres materiales, teniendo en cuenta las siguientes características: propiedades mecánicas, propiedades térmicas y capacidad de extrusión.

<sup>14</sup> Imagen obtenida de: <https://www.caminstech.upc.edu/ca/comment/223>

- PPSF (*polifenilsulfona*)

Es el material que presenta las mejores resistencias química y térmica de todos los materiales FDM. Las piezas producidas presentan unas excelentes propiedades mecánicas, y presentan una gran precisión dimensional. Es ampliamente utilizado para prototipos funcionales que requieren soportar condiciones extremas. Se utiliza para el diseño directo de piezas en la industria aeroespacial, así como en la fabricación de utillaje. (3D Print Bureau Ltd, 2017)



*Figura 20. Material PPSF<sup>15</sup>*

- ULTEM<sup>TM</sup> 1010

Es el termoplástico empleado en procesos FDM más resistente y duradero, por lo que su uso está ampliamente extendido en el diseño de utillaje. Está diseñado para tener una gran resistencia térmica, pudiendo soportar procesos en autoclave de vapor. Es un material de alto rendimiento que es ampliamente utilizado en el sector aeroespacial. (Ricoh Europe PLC, 2019)



*Figura 21. ULTEM<sup>TM</sup> 1010<sup>16</sup>*

---

<sup>15</sup> Imagen obtenida de <https://www.javelin-tech.com/3d/stratasys-materials/ppsf-ppsu/>

<sup>16</sup> Imagen obtenida de <https://rapidfab.ricoh-europe.com/es/materiales/fdm/ultem-1010/>

- ULTEM™ 9085

Esta resina es un material termoplástico de alto rendimiento con unas propiedades mecánicas excelente, especialmente diseñado para procesos FDM. Es uno de los materiales más resistentes, presentando un ratio resistencia-peso muy elevados. También presenta una buena tolerancia química y resistencia a impacto. Es un material ignífugo, por lo que permite someterse a procesos de autoclave. Sus principales aplicaciones son la de realización de prototipos funcionales, el diseño de utillaje, y la elaboración de piezas específicas. (Ricoh Europe PLC, 2019)



Figura 22. ULTEM™ 9085<sup>17</sup>

A modo de comparación cuantitativa de las propiedades de cada uno de los materiales seleccionados, se ha obtenido la siguiente tabla de propiedades:

	MATERIAL		
	PPSF	ULTEM 1010	ULTEM 9085
Resistencia a la tracción	55 MPa	79,2 MPa	69 MPa
Módulo elástico	2100 MPa	3000 MPa	2150 MPa
Temperatura de deflexión térmica (HDT)	189 °C	214,1 °C	153 °C
Resistencia a impacto (sin muescas)	165,5 J/m	326 J/m	781 J/m
Precio (en bobina de filamentos)	300 - 350 €/kg	160 - 290 €/kg	400 - 450 €/kg

Tabla 1. Comparativa de propiedades de los materiales ULTEM™ y PPSF seleccionados

<sup>17</sup> Imagen obtenida de <https://rapidfab.ricoh-europe.com/es/materiales/fdm/ultem-9085-polieterimida-pei-antiestatica-y-resistente-al-calor/>

Los requisitos mecánicos del útil, como se han venido hablando en los anteriores apartados, son los siguientes:

- Principalmente, una buena resistencia térmica, para permitir un correcto curado del parche
- Una buena resistencia a impacto, para evitar su rotura durante la manipulación en el proceso de reparación.
- Asimismo, el coste del material es un criterio siempre presente.

Como se puede observar con los datos presentados, los tres materiales cumplirían con los requerimientos para la fabricación del utillaje de la reparación, al presentar unas propiedades idóneas para esta función. Además, los tres son compatibles con la máquina FDM seleccionada en el apartado anterior, por lo que presentan soluciones viables para nuestro caso.

No obstante, se ha elegido el material ULTEM™ 1010 por un detalle fundamental: este material está diseñado para soportar procesos de autoclave, necesarios para el curado del parche.

Es por este motivo que, aunque otros materiales presenten unas resistencias a impacto superiores, permitiendo la fabricación de utillajes más robustos y menos propensos a la rotura por impacto, el principal agente limitante es la resistencia térmica, donde el material ULTEM™ 1010 sobresale frente a los otros dos candidatos. Por esta razón, el ULTEM™ 1010 constituye la mejor elección para este caso. Además, el ULTEM™ 1010 está certificado conforme a la norma ISO 9001:2008 (Stratasys, 2018), para el diseño de utillaje con aplicaciones aeroespaciales.

### 3.3.2 Selección del método de fabricación del utillaje

Aunque las diferentes tecnologías de fabricación aditiva tienen distintos usos, en el presente apartado se seleccionará la metodología más apropiada para la fabricación de un utillaje que se empleará para la fabricación del parche.

Por estos motivos, los criterios de evaluación para la tecnología más adecuada serán los siguientes:

- Consistencia: El útil debe tener unas propiedades mecánicas aceptables, para permitir un correcto apoyo del parche durante todo el proceso de fabricación
- Resistencia térmica: El útil debe soportar altas temperaturas durante el proceso de curado del parche, por lo que la tecnología seleccionada debe permitir el uso de materiales que resistan estas temperaturas
- Coste: Como todo proceso industrial, el coste económico juega un papel importante en la selección del método apropiado.

Estos criterios de evaluación también se emplearán en la selección del material y de la máquina de impresión 3D. Además, se debe tener en cuenta que la tecnología seleccionada pueda utilizarse con el material ULTEM™ 1010

Al analizar las diferentes tecnologías respecto a estos criterios, se obtienen los siguientes resultados:

Por un lado, se han descartado directamente los procesos de fotopolimerización y de laminación de chapas. Estas tecnologías no se emplean en la industria aeronáutica, debido a que los utillajes diseñados tienen unas características muy pobres, y carecen de consistencia.

En cuanto a los procesos de impresión, si bien los utillajes formados son consistentes, las propiedades mecánicas son bastante malas. Además, son procesos caros (5 veces más caro respecto a la tecnología FDM), y solamente pueden emplear materiales metálicos.

Un caso similar ocurre con los procesos de fusión de lecho en polvo. Estas tecnologías emplean exclusivamente materiales metálicos, y el utillaje formado se acaba rompiendo.

Finalmente, los procesos de depositado mediante energía dirigida tampoco constituyen una opción realista. Estas tecnologías son muy caras, por lo que el proceso no sería rentable. Además, se emplea para la realización de piezas de aleaciones de titanio, por lo que no se pueden fabricar utillajes que posteriormente se curen en autoclave.

Por estos motivos, la única tecnología que se puede utilizar para el diseño del utillaje son los procesos de extrusión de material (FDM). Esta tecnología ha sido empleada y está certificada para la fabricación de utillaje en la industria aeronáutica. Un ejemplo de este uso se refleja en la empresa *Indaero Grupo Emergy SL*, firmando un acuerdo con Airbus para la fabricación de utillaje que permita la reproducción exacta de la curvatura de los paneles del helicóptero NH90. (González, 2019)

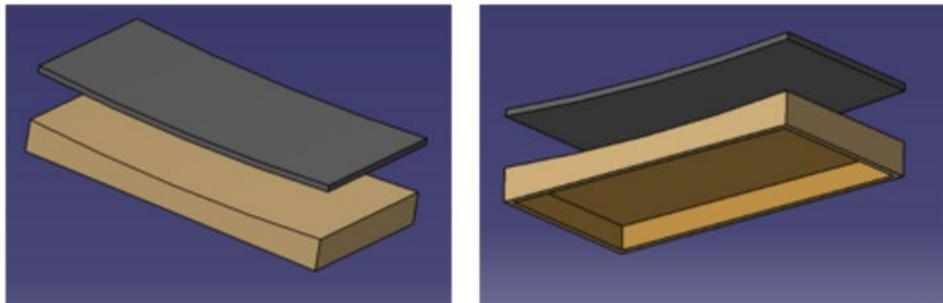
A continuación, se va a explicar en mayor profundidad la técnica FDM. Si bien hay que tener en cuenta que las tolerancias y acabados de las piezas variarán en función de la calidad de la máquina FDM e incluso el rango de materiales que se pueden emplear, en este apartado se considerará el uso de una máquina FDM de buena calidad. En particular, se ha seleccionado la máquina FDM *Fortus 900mc*, debido a sus excelentes propiedades, que la sitúan entre las mejores en el mercado actual.

- Reducción de tiempo de impresión respecto a otras técnicas de fabricación aditiva:  
La técnica FDM permite la obtención de la pieza de manera más rápida respecto a otras tecnologías de fabricación aditiva. Además, en el caso de la máquina *Fortus 900mc*, se disponen de kits de aceleración (*T40A*) que permite la impresión de piezas,

en material ULTEM™ o ASA (*Acrlonitrilo Estireno Acrilato*), 2 veces más rápido, sin sacrificar la precisión de las mismas (Pearson, 2020)

Considerando que se emplea el material ULTEM™ 1010 para realizar la impresión, las especificaciones técnicas (empleando el kit de aceleración) presentan un espesor de capa de 0,504 mm. Sin el kit, el espesor de capa recomendado es de 0,204 mm, lo que resultaría en piezas más lentas de imprimir, pero con menor anisotropía en el eje Z.

Para cuantificar este proceso se ha propuesto la ejemplificación del diseño del parche presentado en la Figura 23, simulando la geometría de una sección del fuselaje del A350 XWB (AIRBUS S.A.S., 2005):



*Figura 23. Ejemplificación del conjunto parche – utillaje*

Suponiendo que la geometría del útil es la presentada en la Figura 23, y considerando la parte inferior hueca, se obtiene el siguiente tiempo de impresión para este útil.

- La parte inferior se realiza a velocidades altas (120 mm/s), debido a que no se requiere de una elevada precisión, al no situarse el parche sobre esta zona del útil. Esta parte del utillaje sirve para dar consistencia y robustez, permitiendo una correcta sujeción del parche
- La parte superior, donde va a situarse el parche, se hace a velocidades mucho más bajas (10 mm/s), permitiendo una mejor tolerancia.

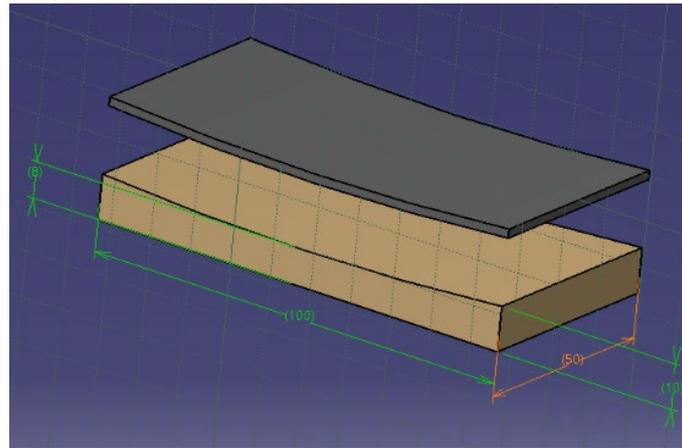


Figura 24. Dimensiones del conjunto parche – utillaje propuesto

Sección	Velocidad (mm / s)	Longitud (mm)	Nº de capas
1	120	2400	20
2	120	84000	15
3	10	25000 (media)	10

Tabla 2. Características de impresión de la pieza por secciones

Utilizando las dimensiones presentes de la Figura 24, y considerando el espesor de capa recomendado de 0,204 mm, el tiempo empleado para la impresión del útil es de 14,5 horas.

- Costes económicos inferiores:

Se estima que se puede ahorrar hasta un 70% del gasto de fabricación del útil en determinados casos, respecto a procesos convencionales de fabricación de utillaje como el conformado por agua a presión o el mecanizado de láminas metálicas.(Flores, y otros, 2021)

En el caso del apartado anterior, tomando el precio del ULTEM™ 1010 de 230 € / kg en filamentos de 1,75 mm de diámetro (Top 3D Shop, 2023), y una densidad de 1,27 g / cm<sup>3</sup> el precio, en términos de material empleado, que costaría la impresión de este útil es de, aproximadamente, 1092 €.

- Exigencias de alta calidad:

Como es el caso de la máquina *Fortus 900mc* mencionada anteriormente, existen máquinas FDM que permiten la fabricación de piezas de muy alta precisión ( $\pm 0,089$

mm, o  $\pm 0,0015$  mm por cada mm, el mayor de los valores) y buen acabado. Hay que tener en cuenta que la precisión depende de manera directa de la geometría de la pieza. (Stratasys, 2021).

- Exigencias de materiales:

Permite la posibilidad de un amplio rango de materiales, que permiten la fabricación de un utillaje de buenas propiedades mecánicas y térmicas. Esto se traduce, para el caso de análisis, en la posibilidad de fabricación del utillaje de un material que resista altas temperaturas, permitiendo el curado del parche en autoclave.

- Geometría medianamente compleja:

Aunque haya otras tecnologías que permitan mayores complejidades en la geometría, esta técnica presenta un nivel de precisión elevado para el diseño de piezas complejas y de pequeño tamaño. Por este motivo, consiste en una técnica idónea para la fabricación de utillaje para el parche.

### 3.3.3 Selección del modo de obtención del modelo 3D

La obtención del modelo 3D constituye una etapa crucial en el proceso de impresión del utillaje. Esto se debe a que, cuanto más fiel a la realidad sea el utillaje una vez imprimido, el parche se ajustará de mejor manera a la zona dañada de la estructura, resultando en una reparación de mayor calidad.

De manera general, para obtener este modelado 3D se emplean programas de diseño de CAD, como es el caso de *Catia V5* o *SolidWorks*.

Sin embargo, debido a la importancia del tiempo de ejecución de la reparación, diseñar el utillaje necesario para la realización del parche supondría un elevado tiempo del que no se dispone. Por este motivo, se va a emplear una técnica distinta para obtener el modelado 3D de la pieza: el uso de una pistola de escaneo 3D para la obtención del archivo CAD.

Con este dispositivo, durante el análisis de la reparación in situ, se pueden tomar medidas de la estructura dañada. Esta medición consiste en el recorrido de la superficie que se quiere modelar con la pistola de escaneo, de modo que detecte la forma y geometría de la estructura dañada, para posteriormente, mediante técnicas de ingeniería inversa, conseguir la misma geometría en el parche reparador.

Para ello, mediante software implementado se genera directamente el archivo CAD de la zona escaneada. Este archivo CAD se envía a la impresora 3D, que imprimirá el utillaje con la geometría y dimensiones medidas.

El proceso de selección del modo de obtención del modelo 3D no es una selección tan crítica como la selección del proceso de fabricación del utillaje. Esto se debe a que, dependiendo de las prestaciones del material empleado, así como la precisión del programa para la obtención del archivo CAD, condicionará la exactitud de la pieza escaneada respecto a la original.

Por este motivo, la selección de la pistola de escaneo será, dentro del presupuesto disponible, aquella que proporcione una mejor resolución de escaneo de la pieza. En el presente trabajo, se propone emplear la pistola de escaneo que se muestra en la Figura 25, de la marca *Guan Diao CNC*.



Figura 25. Pistola láser de escaneo 3D<sup>18</sup>

Esta pistola de escaneo presenta una velocidad de escaneo de 480.000 puntos / s, con una resolución de 0,05 mm. Su precisión volumétrica es de  $0,02 \pm 0,06$  mm / m, presentando unas buenas propiedades para la toma de datos. (Shandong Guandiao CNC Equipment Co., Ltd., 2023)

Una vez seleccionado el modelo de la pistola de escaneo, se ha de decidir la máquina que se empleará para la impresión del utillaje por el método de extrusión. Esta selección también es de elevado interés ya que las características de la máquina se reflejarán en la precisión y exactitud obtenida en el modelo impreso respecto al modelo CAD: pese a que la pieza va a presentar anisotropía en el eje Z derivada del método de extrusión, dependiendo del grosor de capa y el tiempo de depositado, se puede variar el efecto que tiene dicha anisotropía.

---

<sup>18</sup> Imagen obtenida de <http://es.guandiaocnc.com/3d-scanner/>

Asimismo, otro factor limitante a la hora de seleccionar la máquina 3D son las dimensiones máximas de impresión: debido a que todas las reparaciones en servicio son diferentes, los parches pueden variar de tamaño, así como de geometría, pudiendo alcanzar en ocasiones dimensiones superiores al medio metro de longitud.

Por otro lado, también se ha de tener en cuenta el rango de materiales con el que trabaja la máquina, y comprobar que sea compatible con el material seleccionado para la fabricación del utillaje.

Para el caso de estudio, se ha elegido la máquina FDM *Fortus 900mc*, frente a la alternativa de la máquina FDM *Argo 1000*, ambas con gran volumen para la fabricación de utillaje. En cuanto especificaciones técnicas, ambas máquinas presentan una precisión similar, en torno a  $\pm 0,001$  mm por cada mm (Sertoglu, 2021). No obstante, se ha optado por la máquina *Fortus 900mc* debido a que presenta un abanico mayor de materiales compatibles, entre ellos el ULTEM<sup>TM</sup> 1010, material seleccionado para el diseño de utillaje.

Además, la máquina FDM *Fortus 900mc* está diseñada para la fabricación de utillajes, y se encuentra certificada para aplicaciones industriales. (Integral Innovation Experts, 2016)

En cuanto a las especificaciones de esta máquina, su principal ventaja es la posibilidad de generar piezas de gran tamaño. Las dimensiones máximas de las piezas formadas son de 914 mm x 610 mm x 914 mm, superando los tamaños estimados de los parches de mayores dimensiones, así como otras propiedades de impresión que se han ido definiendo en anteriores apartados.

Además, la calidad de los productos fabricados es muy elevada: presentan una gran duración, constituyen una reproducción fiel a la realidad, y las variaciones entre las distintas unidades es mínima, por lo que permite una correcta reproducción de las figuras modeladas en CAD.

Por otro lado, la máquina dispone de dos plataformas de provisión de material, y permite un ajuste minucioso del espesor de las capas. Con estas funciones, la máquina puede trabajar de forma autónoma el mayor tiempo posible, optimizando el nivel de detalle del utillaje, así como la velocidad de impresión. (TIKTOA, 2018)



Figura 26. Máquina FDM Fortus 900mc 19

En cuanto a materiales compatibles con la máquina, existe un gran abanico de posibilidades para el modelado. Entre los más característicos destacan las resinas ULTEM<sup>TM</sup>, los plásticos ABS (*Acrylonitrile Butadiene Styrene*) en sus diferentes combinaciones o los termoplásticos PC (*poli-carbonato*) y PPSF (*polifenilsulfona*), entre otros. (M2 Materials, 2022)

#### 3.3.4 Método de elaboración del parche

Una vez diseñado el útil, se procede a la fabricación del parche correspondiente. Hay que tener en cuenta que la parte novedosa del proceso es la fabricación del útil en sí, una vez obtenido el utillaje correspondiente, el diseño del parche se realiza de manera convencional:

La geometría del utillaje es la opuesta a la forma de la superficie aerodinámica dañada, para generar continuidad. De este modo, al diseñar el parche sobre la superficie, este adquirirá de forma precisa la geometría de la zona de la aeronave que se quiere reparar

En el caso de estudio, el parche estará fabricado en material compuesto de fibra de carbono (*CFRP monolythic*), debido a que es el mismo material del que está fabricado el fuselaje del A350. (AIRBUS S.A.S., 2005)

Este parche, posteriormente, se remachará con remaches Hi-Lok de titanio, debido a que son los mismos remaches empleados en la fabricación del fuselaje de la aeronave.

---

<sup>19</sup> Imagen obtenida de: <https://tikoa.es/producto/fortus-900/>

En el caso de la fibra de carbono, los parches se fabrican a través de un material preimpregnado, del mismo tipo del que está fabricada la estructura dañada, que una vez curado en autoclave adquiere las propiedades óptimas para su uso.

- a) El material preimpregnado se encuentra en cámaras frigoríficas, conservado a bajas temperaturas para preservar sus propiedades. Este material consiste en las fibras de carbono a las que se ha aplicado una resina termoestable, almacenado en forma de rollos. En el caso de la aeronave A350 XWB, el material preimpregnado con resina epoxi, empleado en la fabricación del fuselaje, es Hexcel's HexPly® M21E, fabricado con fibra de carbono intermedia HexTow® IMA. (Reinforced Plastics, 2013).

Según su ficha técnica (Hexcel Corporation, 2016), se debe almacenar en bolsas herméticas a prueba de humedad, a una temperatura de  $-18^{\circ}\text{C}$ , durante un periodo máximo de 12 meses desde la fecha de fabricación (*Shelf Life*).

- b) El material se extrae de la cámara frigorífica, y en un periodo corto de tiempo, *Out Life*, (para el caso del material HexPly® M21E este tiempo es de 30 días), se corta en láminas siguiendo la dirección de la fibra, según el diseño suministrado por los responsables de ingeniería de la reparación. Posteriormente, estas láminas se sitúan sobre el útil ya diseñado, obteniendo la geometría seleccionada. Esta acción debe realizarse en periodos cortos de tiempo (*Tack Life*), debido a que, si el material preimpregnado permanece durante largo tiempo a temperatura ambiente, la resina se empieza a curar y el material se vuelve inservible.

Para el caso del material HexPly® M21E, este tiempo es de 10 días. (Hexcel Corporation, 2016)

- c) Una vez laminados los patrones de la fibra de carbono sobre el útil, se realiza una bolsa de vacío al conjunto y se introduce en autoclave para el curado de la resina en unas condiciones de temperatura y presión controladas.

Para el caso del material HexPly® M21E, las especificaciones técnicas requieren un ciclo de autoclave a una temperatura de  $180^{\circ}\text{C}$  a una presión de 7 bar, durante 120 minutos. (Hexcel Corporation, 2016)

- d) Tras el proceso de curado, se extrae el conjunto parche – útil del autoclave y se retira el utillaje, obteniendo el parche listo para utilizarse. Al haberse curado ya el parche, el desprendimiento del utillaje se realiza de un modo más sencillo, evitando la posibilidad de dañar el parche durante esta acción. Para asegurarse un correcto desprendimiento sin que el parche resulte dañado, se aplica un líquido o agente desmoldeante durante el desprendimiento del utillaje.

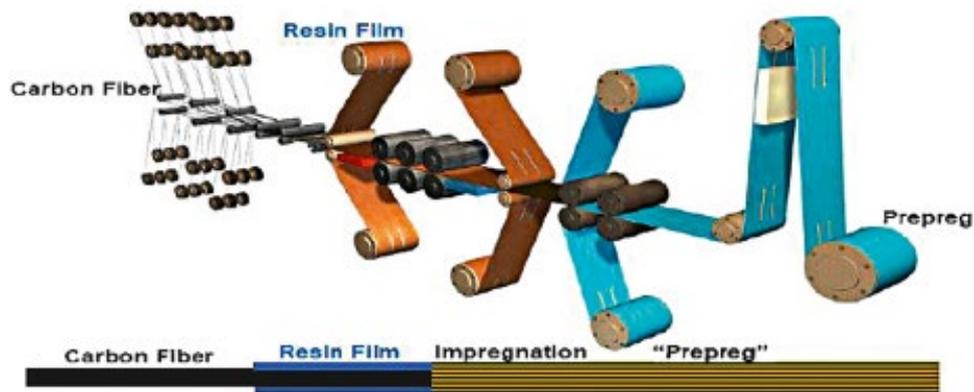


Figura 27. Proceso de obtención de preimpregnados de fibra de carbono (CFRP)<sup>20</sup>

El proceso de laminado del material preimpregnado sobre el utillaje constituye la fase más crítica de todo el proceso de curado del parche. Existen técnicas automáticas, como el ATL (*Automatic Tape Laying*) que permite el depositado de material preimpregnado de forma rápida y automática. Sin embargo, en el caso de la fabricación de un parche de relativamente pequeño tamaño y geometrías no convencionales, excluye la posibilidad de utilizar una técnica automática para el depositado de la fibra de carbono. Por este motivo, la técnica empleada es manual (*Lay-up*), mediante la aplicación de láminas de material preimpregnado que se ajusten a la superficie del utillaje.

Las principales ventajas del proceso de *Lay-up* son las siguientes:

- Es un método rentable, con un coste económico bajo
- Las herramientas de apilado soportan altas temperaturas, siendo compatibles con el proceso de autoclave para el curado del parche
- No existe la necesidad de guías, mecanizado y montaje
- La modificación de diseños no entraña mucha complejidad, pudiendo realizar cambios con relativa facilidad (Jones, 2020)

<sup>20</sup> Imagen obtenida de: <https://safetyfirst.airbus.com/safe-operations-with-composite-aircraft/>

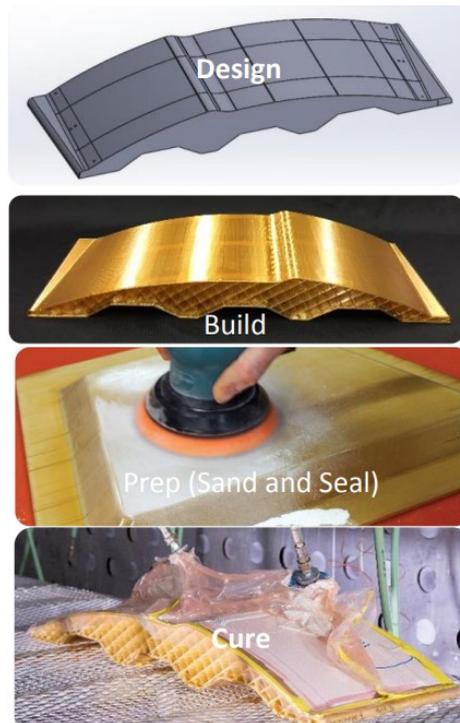


Figura 28. Proceso de diseño Lay-up manual<sup>21</sup>

### 3.4 Estudio de negocio

Tras haber planteado las modificaciones en el actual ciclo de reparación estructural de la aeronave, en este presente apartado se va a realizar un estudio de negocio para comprobar la viabilidad de este ciclo modificado.

Para ello, se presenta un *Business Case* que permita realizar dicha comparación. Este *Business Case* se va a centrar en dos principales factores:

- Tiempo empleado en reparación: La aeronave se encuentra estacionada, sin poder operar (AOG), por lo que el tiempo empleado en el proceso de reparación es crucial.
- Costes de la reparación: El coste económico de la fabricación de la reparación juega un papel fundamental, la introducción de modificaciones en el ciclo actual debe conllevar un ahorro de costes considerable.

---

<sup>21</sup> Imagen obtenida de: <https://3dprinting.co.uk/wp-content/uploads/2020/07/Composite-Tooling-Feb-2020.pdf>

De este modo se realizará una comparación entre los dos ciclos de reparación: el convencional, frente a las modificaciones implementadas en la fabricación del utillaje.

El proceso utilizado actualmente se denominará, en este apartado, como proceso A, mientras que la nueva propuesta será el proceso B.

Hay que tener en cuenta, como ya se ha explicado anteriormente, que el proceso de reparación engloba desde el momento en el que se detecta el fallo en la estructura de la aeronave, hasta que el parche se ha instalado correctamente y la aeronave puede volver a operar en condiciones de seguridad operacional. Conforme a esto, el proceso de reparación se puede dividir en tres etapas principales:

- Diseño de la reparación

Esta etapa engloba desde la detección del daño estructural hasta que se hace un modelado 3D asociado a dicho daño. Para ello, se informa del lugar de la aeronave donde se ha detectado el daño, debido a que, de manera general, se tienen modelos gráficos de dicha zona de la aeronave. Personal cualificado se traslada al lugar donde se encuentra la aeronave estacionada, se toman puntos de referencia de la estructura dañada, y se mandan estos datos al equipo de diseño, que con estos datos puede generar el modelo 3D de la zona dañada.

La principal diferencia entre ambos procesos reside en la toma de datos de la zona dañada: en el proceso A, la toma de datos se realiza mediante puntos de referencia y mediciones, mientras que en el proceso B se realiza de manera directa con el uso de la pistola de escaneo. Sin embargo, el tiempo empleado es muy similar (del orden de 2 a 3 días), por lo que para este estudio de negocio se asumirá el tiempo empleado es el mismo para los dos procesos.

- Fabricación del utillaje

Esta etapa engloba el proceso de fabricación del útil asociado a la reparación. Aquí se introducen las principales modificaciones del ciclo de reparación, por lo que se presentan ambos procesos por separado.

Para la cuantificación de los datos, se va a utilizar el ejemplo de reparación del apartado 3.3.2, consistente en la fabricación de un utillaje de dimensiones 100 mm x 50 mm x 10 mm.

En el proceso A, el utillaje se fabrica en una aleación de aluminio. Por norma general, se utilizará la aleación 2024, debido a sus excelentes propiedades térmicas, que permitan el curado posterior del parche en autoclave.

Para la fabricación de este útil, se asume la subcontratación de una empresa para el mecanizado a partir de un tocho de aleación de aluminio 2024. Para ello, se deben analizar las diferentes ofertas que presenten las empresas, y se deben realizar especificaciones de este útil partiendo del modelado 3D de la zona dañada, lo cual conlleva varias horas de ingeniería asociadas

El precio por hora de mecanizado suele ser de 130 € / hora, y se toma el precio de la aleación de aluminio de 15 € / kg (Jagdish Metal, 2020). El útil se tarda en mecanizar, aproximadamente, 3 turnos (24 horas).

Con estos datos, según referencias de *Airbus Procurement*, el coste final de la fabricación del útil es de 3000/4000 €, y el tiempo empleado es del orden de 2 meses.

En el proceso B, el utillaje se fabrica en ULTEM™ 1010, como se ha evaluado en anteriores apartados.

Para ello, se subcontrata su impresión 3D a una empresa que disponga de una máquina FDM *Fortus 900mc*. Debido a que se parte del modelado 3D, el proceso de fabricación es directo, no se requiere la realización de especificaciones asociadas, lo cual conlleva un ahorro temporal sustancial.

Se asume el mismo precio por hora de fabricación del útil que en el caso anterior (130 € / hora), y que el útil se fabrica en aproximadamente 2 turnos (16 horas). Se utiliza como precio del ULTEM™ 1010, 230 € / kg.

Con estos datos, los costes finales asociados a esta etapa son, aproximadamente, de 400 €, y el tiempo empleado es de 1 semana.

- Fabricación e instalación del parche

Esta última etapa consiste en la fabricación del parche reparador a partir del útil. Se supone que el parche es de fibra de carbono, y que se cura en autoclave.

Esta etapa es similar para ambos procesos, debido a que la metodología de fabricación del parche es la misma.

La única diferencia en esta etapa reside en el curado del utillaje metálico respecto al utillaje de ULTEM™ 1010. Aunque el coste de curado en el proceso B es algo inferior, se supone un ahorro económico despreciable respecto al obtenido en otras etapas del ciclo de reparación.

Etapa	Proceso actual (A)	Proceso modificado (B)	Ahorro Económico	Ahorro Temporal
Diseño de la reparación	Traslado de personas para toma de datos	Traslado de personas para toma de datos	N/A	N/A
	Obtención de modelo 3D mediante puntos de referencia	Obtención de modelo 3D mediante pistola de escaneo		
Fabricación del utillaje	Realización de especificaciones del útil	Obtención directa de especificaciones del útil	2.500 €	6/7 semanas
	Mecanizado del útil en aleación de aluminio 2024	Fabricación del útil en ULTEM 1010 mediante FA		
Fabricación del parche	Curado del parche en autoclave	Curado del parche en autoclave	N/A	N/A
	Traslado e instalación del parche	Traslado e instalación del parche		

*Tabla 3. Comparación de las metodologías de los ciclos de reparación*

De este modo, se pueden apreciar ahorros económicos elevados introduciendo estas modificaciones en el ciclo de reparación. Sin embargo, la principal ventaja reside en el tiempo empleado en cada uno de estos dos procesos:

Implementando estas modificaciones se consigue reducir el tiempo empleado en el ciclo de reparación más del 80%.

Llegados a este punto, hay que tener en cuenta el coste adicional atribuido a la imposibilidad de operación de la aeronave, por lo que un ahorro temporal en el ciclo de reparación supone, de manera indirecta, un ahorro económico

En el caso general, el coste diario de tener un avión sin operar es de \$6451, en servicios de estacionamiento en EE. UU. para un A320. (Cummins, 2020).

Para utilizar un dato homogéneo se considerará que en el aeropuerto donde se realiza la reparación en nuestro caso de estudio la tasa aeroportuaria de estacionamiento es de 6000 € diarios, debido a la actual cotización del euro/dólar. (El Economista, 2023)

Por otro lado, para el cálculo de beneficios por la operación de una aerolínea se puede estimar que es del 10% respecto al coste de operación (ITAérea, 2019). Estos beneficios residen en la diferencia entre el coste del billete de los pasajeros (considerando que la aeronave es comercial de pasajeros) y los gastos de operación de la aeronave (combustible, tripulación, etc.)

Para obtener un valor para este beneficio se va a realizar la suposición de que el itinerario planificado de la aeronave es un vuelo diario desde Singapur a Abu Dhabi, sin escalas. El precio

---

del billete medio es de 650 € por pasajero y la aeronave es un Boeing 787-9, configurado para una capacidad de 246 pasajeros (Ethiad Airways, 2022).

Con estos datos, y suponiendo que la aeronave opera al completo, el beneficio diario obtenido por una aerolínea que opera esta aeronave sería de 19.000 €.

Sumando los anteriores factores, se obtiene que por cada día en el que el avión se encuentre en tierra (AOG), las pérdidas totales se estiman de 25.000 € diarios.

La reducción de costes, por tanto, supera la cifra de 1 millón de euros, por lo que estas modificaciones suponen una alternativa muy interesante en el ciclo de reparación.

# Capítulo 4. CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

## 4.1 Conclusiones

El estudio de la incorporación de metodologías de fabricación aditiva permite la exploración de nuevas alternativas para la mejora de los procesos de diseño de reparaciones.

Tras la realización del presente estudio, se extraen una serie de conclusiones que se pueden resumir en los siguientes puntos:

- ✓ Se puede realizar una mejora en las reparaciones en servicio de las aeronaves, optimizando el proceso de reparación en tiempo, que actualmente supone unos costes económicos muy elevados. El ámbito de las reparaciones en servicio se encuentra en constante evolución, generando nuevas alternativas a las técnicas actuales y desarrollando reparaciones más eficientes
- ✓ Existe una tendencia a diseñar reparaciones fabricadas en material compuesto, frente a las reparaciones metálicas remachadas utilizadas tradicionalmente, debido a la versatilidad y las propiedades de las estructuras fabricadas en material compuesto.
- ✓ Las reparaciones adhesivas presentan un gran potencial y pueden desbancar, en un futuro próximo, a las reparaciones remachadas empleadas actualmente en aeronáutica. Esto se debe a una principal ventaja respecto a las uniones no pegadas: no se necesita taladrar las piezas involucradas para la reparación. Estos agujeros pueden producir la rotura del material, o convertirse en un foco de concentración de tensiones.
- ✓ El uso de tecnologías de fabricación aditiva para el diseño de utillaje disminuye el tiempo empleado en el diseño y mecanizado de las reparaciones en servicio de las aeronaves, suponiendo un ahorro económico considerable.

## 4.2 Líneas futuras

Este proyecto establece un análisis pormenorizado de la evolución de la metodología de las reparaciones de servicio de las aeronaves, y al mismo tiempo se presenta una alternativa para la optimización de estas. No obstante, se pueden destacar dos claras tendencias para realizar una continuación de este trabajo y una profundización en los resultados obtenidos:

- Análisis práctico de materiales empleados para el diseño de reparaciones

El presente trabajo presenta información sobre los materiales empleados en las reparaciones de aeronaves, pero se limita al estudio de estos para distintas reparaciones concretas. Se asume que el parche reparador se fabrica en fibra de carbono (CFRP), sin tener en cuenta otras alternativas.

Una dirección de profundización consiste en el análisis práctico de materiales para su uso en una determinada reparación. Este análisis práctico consistiría en ensayos experimentales que determinasen las propiedades de varios materiales propuestos para una determinada reparación, comparando las ventajas e inconvenientes del uso de un material u otro.

Asimismo, se evaluaría la posibilidad de emplear las mismas técnicas de fabricación aditiva para la fabricación de utillaje asociado al parche, o si por el contrario se puede optimizar este proceso.

- Análisis de la viabilidad del uso de las tecnologías de fabricación aditiva en otras reparaciones aeronáuticas

En este trabajo, se ha partido de la base de que la reparación consiste en la implantación de un parche reparador, fabricado con ayuda de un útil.

Sin embargo, existe otra línea de profundización que reside en la posibilidad de emplear las tecnologías de fabricación aditiva en otras reparaciones que no consistan exclusivamente en el diseño de un parche. En este caso se engloban las reparaciones que requieran utillaje para la correcta aplicación de fijaciones, entre otros casos.

De este modo, las aplicaciones de las tecnologías de fabricación aditiva podrían incrementarse en la industria aeroespacial.

## REFERENCIAS

**3D Print Bureau Ltd. 2017.** PPSF. PRODUCTION-GRADE THERMOPLASTIC FOR FORTUS 3D PRINTERS. *stratasys.com*. [En línea] 2017.

<https://www.3dprintbureau.co.uk/app/uploads/2021/05/Data-Sheet-PPSF-EN.pdf>.

**Adams, Heather. 2016.** New Stratasys Fortus 900mc Acceleration Kit. *AdvancedTek*. [En línea] 2016. <https://www.advancedtek.com/new-stratasys-fortus-900mc-acceleration-kit/>.

**AIRBUS S.A.S. 2005.** *A350 - AIRCRAFT CHARACTERISTICS - AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING*. Blagnac : s.n., 2005.

**Aircraft Systems Tech. 2022.** Aircraft Metal Structural Repair. *Aeronautics Guide*. [En línea] 2022. <https://www.aircraftsystemstech.com/2017/04/aircraft-metal-structural-repair.html>.

—. **2018.** Solid Shank Rivet - Aircraft Structural Fasteners. *Aeronautics Guide*. [En línea] 2018. [https://www.aircraftsystemstech.com/2018/12/solid-shank-rivet-aircraft-structural.html?utm\\_content=cmp-true](https://www.aircraftsystemstech.com/2018/12/solid-shank-rivet-aircraft-structural.html?utm_content=cmp-true).

**Alderliesten, René. 2018.** *Introduction to Aerospace Structures and Materials*. Delft : TU Delft Open, 2018.

**Annual Book of ASTM Standards. 2002.** *ASTM D 5573-99. Standard practice for classifying failure modes in fiber-reinforced-plastic (FRP) joint*. 2002.

**Aviation Safety Bureau. 2010.** Aircraft Repair. *Aviation Safety Bureau*. [En línea] 2010. <http://www.aviation-safety-bureau.com/aircraft-repair.html>.

**Banea, M., Silva, da y L. 2009.** Adhesively bonded joints in composite materials: An overview. *SAGE Journals*. [En línea] January de 2009. <https://journals.sagepub.com/doi/10.1243/14644207JMDA219>.

**Bouiadjra, Bachir Bachir, y otros. 2015.** Comparison between composite and metallic patches for repairing aircraft structures of aluminum alloy 7075 T6. *International Journal of Fatigue*. 2015, Vol. Volume 80.

**Cummins, Nick. 2020.** How Much Does It Cost To Have An Aircraft On Ground (AOG)? *Eways Aviation*. [En línea] 9 de Junio de 2020. <https://www.eways-aviation.com/blog/how-much-does-it-cost-to-have-an-aircraft-on-ground-aog>.

**Easy Composites EU. 2022.** High Strength Carbon Fibre Sheet. *Easy Composites*. [En línea] 2022. <https://www.easycomposites.co.uk/high-strength-carbon-fibre-sheet>.

**El Economista. 2023.** EURUSD. *ElEconomista.es*. [En línea] 04 de 04 de 2023. <https://www.eleconomista.es/cruce/EURUSD>.

**Electrom Beam Processes LTD. 2022.** The Electron Beam Welding Process Explained. *EBP*. [En línea] 2022. <https://www.ebpglobal.com/the-electron-beam-welding-process-explained/>.

**Ethiad Airways. 2022.** Buscador de vuelos de Ethiad Airways. *ETHIAD AIRWAYS*. [En línea] 2022.

**European Aviation Safety Agency . 2015.** *Certification Memorandum. Bonded Repair Size Limits in accordance with CS-23, CS-25, CS-27, CS-29 and AMC 20-29*. 2015.

**European Aviation Safety Agency. 2003.** ED Decision No 2003/19/RM. EASA. [En línea] 28 de Noviembre de 2003. <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/acceptable-means-of-compliance-and-guidance-materials/amc-gm-part-145>.

**Federal Aviation Administration. 2020.** 14 CFR Part 145 Air Agency Certification. *FAA*. [En línea] Abril de 2020. [https://www.faa.gov/licenses\\_certificates/airline\\_certification/part145\\_certification](https://www.faa.gov/licenses_certificates/airline_certification/part145_certification).

—. **2003.** *REPAIR ASSESSMENT PROGRAM*. 2003.

**Flores, G., y otros. 2021.** Design for FDM of flexible tooling for manufacturing aeronautical components by incremental sheet forming. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021.

**Galińska, Anna y Galiński, Cezary. 2020.** *Mechanical Joining of Fibre Reinforced Polymer Composites to Metals—A Review. Part II: Riveting, Clinching, Non-Adhesive Form-Locked Joints, Pin and Loop Joining*. Varsovia, Polonia : Institute of Aeronautics and Applied Mechanics, Faculty of Power and Aeronautical Engineering, Warsaw University of Technology, 2020.

**GMI AERO. 2019.** *Novel Processes and Equipment in Composite Repair Technology*. Paris : s.n., 2019.

**González Rasero, José Manuel. 2022.** Los remaches en aeronáutica. *Aertec Solutions*. [En línea] 2022. <https://aertecsolutions.com/2018/03/12/los-remaches-en-aeronautica>.

- González, Darío. 2019.** The Next Level. *Indaero Grupo Emery SL*. [En línea] 2019. <https://www.stratasys.com/en/resources/case-studies/indaero/>.
- Grupo de Vigilancia Tecnológica. 2010.** Armonización de las Actividades en Materiales Compuestos para Aeronáutica y Espacio en España. *Plataforma Aeroespacial Española*. [En línea] 2010. [https://plataforma-aeroespacial.es/wp-content/uploads/2017/09/materiales\\_compuestos.pdf](https://plataforma-aeroespacial.es/wp-content/uploads/2017/09/materiales_compuestos.pdf).
- Halliwell, Sue. 2020.** Repair of Fibre Reinforced Polymer (FRP) Structures. *National Composites Network*. [En línea] 2020.
- Hermida, Jesús. 2014.** DESARROLLO DE UNA HERRAMIENTA DE CÁLCULO AERONÁUTICO DE UNIONES REMACHADAS VÍA VISUAL BASIC Y ELEMENTOS FINITOS (FEM). Leganés : s.n., 2014.
- Hexcel Corporation. 2016.** HexPly® M21 - Product Data Sheet. 2016.
- ICAO. 2013.** ADREP Taxonomy. *ICAO Safety*. [En línea] Abril de 2013. [https://www.icao.int/safety/airnavigation/AIG/Documents/ADREP%20Taxonomy/ECCAIRS%20Aviation%201.3.0.12%20\(V4%20CD%20Damage%20aircraft\).pdf](https://www.icao.int/safety/airnavigation/AIG/Documents/ADREP%20Taxonomy/ECCAIRS%20Aviation%201.3.0.12%20(V4%20CD%20Damage%20aircraft).pdf).
- Integral Innovation Experts. 2016.** STRATASYS PRESENTA LA NUEVA GENERACIÓN DE LA FORTUS 900MC. *Integral Innovation Experts*. [En línea] 2016.
- ITAérea. 2019.** La Rentabilidad de las Compañías Aéreas. *ITAérea*. [En línea] 2019. <https://www.itaerea.es/rentabilidad-companias-aereas>.
- Jagdish Metal. 2020.** ALUMINIUM 2024 SHEET PRICE LIST. *Jagdish Metal*. [En línea] 2020. <https://www.jagdishmetalindia.com/aluminium-2024-sheet-bar-price-list.html>.
- Jet-Tek. 2022.** HI-LOK Fasteners. *JET-TEK*. [En línea] 2022. <https://jet-tek.com/product-specialties/hi-lok-fasteners-hi-lok/>.
- Jones, Matthew. 2020.** *Composite Tooling Today FDM Applications & Solutions Use Cases*. s.l. : Stratasys, 2020.
- Kamrani, Ali K. y Nasr, Emad Abouel. 2006.** *Rapid Prototyping: Theory and Practice*. Houston, TX, USA : Springer Science & Business Media, 2006.
- Kopeliovich, Dmitri. 2020.** Plasma Arc Welding (PAW). *SubsTech*. [En línea] 2020. [https://www.substech.com/dokuwiki/doku.php?id=plasma\\_arc\\_welding\\_paw](https://www.substech.com/dokuwiki/doku.php?id=plasma_arc_welding_paw).
- LISI AEROSPACE. 2022.** HI-LOK™ and HI-LITE™ Fasteners. *SI AEROSPACE*. [En línea] 2022. <https://www.lisi-aerospace.com/en/product/hi-lok-and-hi-lite-fasteners/>.

**M2 Materials. 2022.** Fortus 900mc. *M2 Materials*. [En línea] 2022.

<https://m2materials.com/pages/fortus-900mc>.

**Mcauley, Madeline. 2019.** *Contemporary Methods for Repairing Composite Materials*. s.l. : Defense Systems Information Analysis Center (DSIAC), 2019.

**Military Fasteners. 2023.** HL18PB6-8. *Military Fasteners*. [En línea] 2023. [https://military-fasteners.com/pins/pin\\_rivets/HL18PB6-8](https://military-fasteners.com/pins/pin_rivets/HL18PB6-8).

**Monroe Aerospace. 2021.** Aerospace Rivets. *Monroe Aerospace*. [En línea] 2021.

<https://monroeaerospace.com/informational-rivets.php>.

**Novatech Systems. 2001.** *HBC-43 Hot Bonding Controller Operators Manual*. 2001.

**Patrianus, Martinus y Ardianto, haris. 2017.** REPAIR MATERIAL COMPOSITE DAMAGE DEBONDING FORWARD OF FRAME X6630 PADA EUROCOPTER 155. *Jurnal Online STTKD (Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan)*. 2017.

**Pearson, Aaron. 2020.** Fortus 900mc Acceleration Kit - for Rapid Production of Composite Tooling. *Stratasys*. [En línea] 24 de Marzo de 2020.

<https://www.stratasys.com/uk/resources/blog/fdm-3d-printer-aerospace-automotive/>.

**Poveda, Santiago. 2016.** Elementos de fijación en estructuras aeroespaciales.

*OpenCourseWare UPM*. [En línea] 2016.

[http://ocw.upm.es/pluginfile.php/1339/mod\\_label/intro/elementos\\_de\\_fijacion\\_aeroespaciales.pdf](http://ocw.upm.es/pluginfile.php/1339/mod_label/intro/elementos_de_fijacion_aeroespaciales.pdf).

**Reinforced Plastics. 2013.** Hexcel's composites ready to fly on the A350 XWB. *Reinforced Plastics Magazine*. Abril de 2013.

**Ricoh Europe PLC. 2019.** ULTEM™ 1010. Fused Deposition Modelling (FDM). *RICOH Rapid Fab*. [En línea] 2019. <https://rapidfab.ricoh-europe.com/wp-content/uploads/2019/10/Ricoh-TDS-FDM-Ultem-1010-Web-Final.pdf>.

—. **2019.** ULTEM™ 9085. Fused Deposition Modelling. *RICOH Rapid Fab*. [En línea] 2019.

<https://rapidfab.ricoh-europe.com/wp-content/uploads/2019/10/Ricoh-TDS-FDM-Ultem-9085-Web-Final.pdf>.

**Seidel, Christian. 2022.** The future of additive manufacturing. *Fraunhofer IGCV*. [En línea] 2022.

[https://www.igcv.fraunhofer.de/en/research/competences/additive\\_manufacturing\\_am.html](https://www.igcv.fraunhofer.de/en/research/competences/additive_manufacturing_am.html).

- Sertoglu, Kubi. 2021.** ROBOZE LAUNCHES THE ARGO 1000 3D PRINTER – TECHNICAL SPECIFICATIONS AND PRICING. *3D Printing Industry*. [En línea] Julio de 2021. <https://3dprintingindustry.com/news/roboze-launches-the-argo-1000-3d-printer-technical-specifications-and-pricing-192736/>.
- Shandong Guandiao CNC Equipment Co., Ltd. 2023.** Escáner láser 3D CNC. *Guan Diao CNC*. [En línea] 2023. <http://es.guandiaocnc.com/3d-scanner/cnc-3d-laser-scanner.html>.
- Sterkenburg, Ronald. 2019.** *Aircraft Maintenance & Repair*. s.l. : McGraw-Hill, 2019.
- Stratasys. 2021.** F900 3D Printer Series Spec Sheet. *Stratasys*. [En línea] 2021. [https://www.stratasys.com/siteassets/3d-printers/printer-catalog/polyjet/j4100/pss\\_fdm\\_stratasysf900\\_0721a.pdf](https://www.stratasys.com/siteassets/3d-printers/printer-catalog/polyjet/j4100/pss_fdm_stratasysf900_0721a.pdf).
- . **2018.** *ULTEM 1010 Resin*. Rehovot : s.n., 2018.
- TIKTOA. 2018.** Fortus 900. *TIKTOA*. [En línea] 25 de Junio de 2018. <https://tikoa.es/producto/fortus-900/>.
- Top 3D Shop. 2023.** Intamsys ULTEM 1010 1.75 mm 1 kg. *Top 3D Shop*. [En línea] 2023.
- West System. 2022.** Bonding with Fillets. [En línea] 2022. <https://www.westsystem.com.au/basic-techniques/bonding-with-fillets/#:~:text=Previous,serves%20as%20a%20structural%20brace..>
- Xometry. 2022.** ULTEM 9085. *Xometry Europe GmbH*. [En línea] 2022. <https://xometry.eu/wp-content/uploads/2021/03/ULTEM-9085.pdf>.
- Yeh-Ching Nee, Andrew. 2021.** The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. *Springer*. [En línea] 2021. <https://www.springer.com/journal/170/>.
- Yitao, Wang, y otros. 2022.** *Analysis of Damage of Typical Composite/Metal Connecting Structure in Aircraft under the Influences of High-Velocity Fragments*. Xi'an, China : Applied Sciences, 2022.