



universidad
de león



Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y Aeroespacial

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

Trabajo de Fin de Grado

MANTENIMIENTO FRENTE A CORROSIÓN DE
AERONAVES EN AMBIENTES DE ALTA SALINIDAD

CORROSION MAINTENANCE OF AIRCRAFT IN HIGH
SALINITY ENVIRONMENTS

Autor: Carla Toledo Álvarez
Tutor: Pablo Rodríguez González

(Septiembre, 2023)

UNIVERSIDAD DE LEÓN
Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y
Aeroespacial

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL
Trabajo de Fin de Grado

ALUMNO: Carla Toledo Álvarez

TUTOR: Pablo Rodríguez González

TÍTULO: Mantenimiento frente a corrosión de aeronaves en ambientes de alta salinidad

TITLE: Corrosion maintenance of aircraft in high salinity environments

CONVOCATORIA: Septiembre, 2023

RESUMEN:

En este trabajo, se hablará sobre la importancia del mantenimiento para evitar y frenar la corrosión en aeronaves. Se abordarán los principios físicos para dar una visión general del proceso, los factores que influyen y que aceleran la reacción, con la intención de que sea más sencillo evitar las condiciones que deben darse para que se produzca la corrosión. Se expondrán también los tipos de corrosión que existen, para facilitar su reconocimiento y advertir posibles fallos. Por otro lado, se profundizará en los procedimientos generales de mantenimiento frente a corrosión y después se expondrá un caso real de un programa de prevención y control de corrosión de un helicóptero que opera en ambientes salinos. Por último, se hablará de cuatro casos reales relacionados con problemas de corrosión, donde se profundizará en el proceso y se justificará la solución escogida.

ABSTRACT:

In this work, we will discuss the importance of maintenance in order to prevent and mitigate the effects of corrosion in aircraft. We will address the physical principles to provide an overall understanding of the process, as well as the factors that influence and accelerate the corrosion reaction. The aim is to make it simpler to avoid the necessary conditions for corrosion to take place. We will also present the different types of corrosion that exist, which will aid in their recognition and in anticipating potential failures. Furthermore, we will delve into general maintenance procedures for combating corrosion. Following that, a real-life case of a corrosion prevention and control program for a helicopter operating in saline environments will be presented. Lastly, we will explore four cases related to corrosion issues. These cases will provide a deeper insight into the corrosion process and justify the selected solutions.

Palabras clave: Mantenimiento, corrosión, ambiente salino, daño estructural.

Firma del alumno:

VºBº Tutor/es:

Índice de contenidos:

Índice de contenidos:	4
Índice de figuras:	8
Índice de tablas:	14
Capítulo 1 : Introducción	15
Capítulo 2 : Principios físicos de la corrosión	19
1. <i>Conceptos:</i>	19
2. <i>Corrosión electroquímica:</i>	21
2.1- Descripción química:.....	21
2.2- Factores que influyen en la corrosión electroquímica:	24
3. <i>Tipos de corrosión:</i>	29
3.1- Corrosión superficial uniforme:	29
3.2- Corrosión galvánica:	30
3.3- Corrosión por picaduras o pitting:	31
3.4- Corrosión intergranular:	32
3.5- Corrosión por exfoliación:.....	33
3.6- Corrosión por cavidad:.....	34
3.7- Corrosión filiforme:	35
3.8- Corrosión por erosión:	36
3.9- Grietas por corrosión bajo tensiones (SCC):	38
3.10- Debilitamiento por Absorción de hidrógeno:.....	39
3.11- Corrosión por fatiga:	40
3.12- Corrosión por frotamiento:	41
3.13- Corrosión a altas temperaturas:	43
4. <i>Efectos de la atmósfera en la corrosión:</i>	44
4.1- Humedad:.....	44
4.2- Atmósfera salina:	44
4.3- Ozono:	45
4.4- Radiación solar:.....	45
4.5- Temperatura:	45
4.6- Arena, suciedad y cenizas volcánicas:.....	46

Capítulo 3 : Procedimientos generales en la lucha contra la corrosión en aeronaves 47

1. Lavado y lubricación:	49
1.1- Frecuencia de lavado:	50
1.2- Calidad del agua:	51
1.3- Procedimiento de limpieza:.....	51
2. Inspecciones y zonas propensas a la corrosión:	56
2.1- Métodos de inspección:	57
2.1.1- Inspección visual:.....	58
2.1.2- Inspección visual con un boroscopio:.....	59
2.1.3- Indicador de profundidad:	59
2.1.4- Micrómetro de profundidad óptico:.....	60
2.1.5- Líquidos penetrantes:.....	61
2.1.6- Corrientes inducidas:	62
2.1.7- Ultrasonidos:	62
2.1.8- Radiografía:	63
2.2- Evaluación del daño por corrosión:	63
2.3- Grados de corrosión:.....	63
2.4- Zonas más comunes propensas a la corrosión:	64
2.4.1- Compartimentos y ventilaciones de las baterías:.....	64
2.4.2- Áreas de setina:	65
2.4.3- Cables de mando, varillas de empuje y tensores:	65
2.4.4- Conectores eléctricos:	66
2.4.5- Areas frontales del motor y tomas de aire:	66
2.4.6- Zonas de salida de gases:	67
2.4.7- Elementos de fijación:.....	67
2.4.8- Superficies de union y hendiduras:	67
2.4.9- Encastre de los flaps y slats:.....	68
2.4.10- Articulaciones:	68
2.4.11- Partes hechas de magnesio:	68
2.4.12- Ensamblajes de soldadura por puntos:.....	69
2.4.13- Zonas de acumulación de agua:.....	69

2.4.14-	Alojamiento del tren de aterrizaje:.....	70
2.4.15-	Articulaciones y bordes de ataque de las alas y superficies de control: 70	
3.	<i>Eliminación de la corrosión:</i>	71
3.1-	Decapado:	71
3.2-	Eliminación de la pintura:.....	71
3.3-	Eliminación de la corrosión:	72
4.	<i>Tratamientos superficiales:</i>	77
4.1-	Capa de conversión química (cromatado, alodiado):	78
4.2-	Anodizado en ácido crómico (CAA):	78
4.3-	Anodizado duro (HSA):.....	79
4.4-	Pasivado de aceros inoxidable:.....	80
4.5-	Fosfatado de aceros:.....	80
4.6-	Anodizado de titanios:.....	81
4.7-	Recubrimientos metálicos:	82
4.8-	Cadmiado electrolítico:	82
4.9-	Cromado duro:	83
5.	<i>Pinturas:</i>	84
5.1-	Pinturas especiales:	86
6.	<i>Protección en los composites frente a la corrosión galvánica:</i>	86
7.	<i>Sellantes:</i>	86
8.	<i>Productos de protección temporal:</i>	88
Capítulo 4 : Programa específico para prevención y control de corrosión ...		89
1.	<i>Generalidades:</i>	89
1.1-	Excepcionalidades:	91
2.	<i>Acciones a realizar sobre aeronaves nuevas al llegar al entorno de ambiente salino, y al entrar en inspección de 500 FH / 2Y (y múltiplos):</i>	<i>91</i>
3.	<i>Mantenimiento diario:</i>	<i>96</i>
4.	<i>Mantenimiento semanal (7 días):</i>	<i>97</i>
5.	<i>Inspección de corrosión bimensual (2m):</i>	<i>100</i>

6. <i>Puntos de inspección específicos anuales:</i>	104
Capítulo 5 : Casos prácticos.....	105
1. <i>Anclaje de una BTI:</i>	105
2. <i>Sustitución de los casquillos del registro 68:</i>	112
2.1- Trabajos previos:	112
2.2- Trabajos sobre el avión:.....	113
3. <i>Piscinas de protección para los suelos de la cabina de los helicópteros:</i>	119
3.1- Requisitos de las piscinas:.....	123
3.2- Ejemplos utilizados en otros helicópteros:	126
4. <i>Corrosión en la cavidad del tanque número 4 de combustible de un avión de combate:</i>	127
4.1- Reparaciones previas:	133
4.1.1- Zona 1:	133
4.1.2- Zona 2:	135
4.2- Corrosión detectada:	136
4.2.1- Zona 3:	136
4.2.2- Zona 4:	138
4.3- Solución propuesta:	141
4.4- Conclusión:	141
Capítulo 6 : Conclusiones y líneas futuras.	142
Bibliografía	145
Anexo A: Planos de la herramienta para la colocación de los casquillos. .	147
Anexo B: Planos de las piscinas protectoras del helicóptero.	148
Anexo C: Ejemplo de piscina - Airbus Helicopters EC225.	162
Anexo D: Ejemplo de piscina - Sea King SH3 de Sasemar.....	167
Anexo E: Acceso tipo para el anclaje de camillas.	172

Índice de figuras:

Figura 1.1: Restos del avión de Aloha Airlines después del accidente.	17
Figura 2.1: Celda de corrosión simplificada. (Fuente: [1])	22
Figura 2.2: Eliminación de la corrosión por la aplicación de una capa de pintura a una superficie metálica. (Fuente: [1])	23
Figura 2.3: Efecto del agua salada en la corrosión galvánica. (Fuente: [1])	24
Figura 2.4: Efecto de la relación entre áreas del ánodo y el cátodo. (Fuente: [1])	27
Figura 2.5: Corrosión superficial uniforme.	29
Figura 2.6: Corrosión galvánica del magnesio cuando se encuentra en contacto con un fijador de acero. (Fuente: [1]).....	30
Figura 2.7: Corrosión galvánica, debido a la utilización de diferentes materiales se ha producido corrosión intergranular junto con un par galvánico favorecido con un electrolito de sal.	30
Figura 2.8: Variaciones en la sección transversal de una picadura por corrosión. (Fuente: [1]).....	31
Figura 2.9: Pitting en el acoplamiento de aluminio del ala.	32
Figura 2.10: Picaduras en una aleación de aluminio y cobre.	32
Figura 2.11: Sección transversal de la aleación de aluminio 7075-T6. (Fuente: [1])	33
Figura 2.12: Corrosión intergranular del aluminio 7075-T6 en contacto con un fijador de acero. (Fuente: [1])	33
Figura 2.13: Ejemplo de exfoliación vista desde el canto de la lámina. (Fuente: [1])	34
Figura 2.14: Exfoliación de metal en contacto con un fijador. (Fuente: [1]).....	34
Figura 2.15: Cabezas de remache con apariencia de hundimiento de un 737. ...	35
Figura 2.16: Corrosión por cavidad en un 737.	35
Figura 2.17: Corrosión filiforme encontrada debajo de un recubrimiento de pintura en un panel de magnesio.	36
Figura 2.18: Esquema del desarrollo de la corrosión filiforme en una aleación de aluminio. (Fuente: [1]).....	36

Figura 2.19: Efecto de la turbulencia en la corrosión por erosión.....	37
Figura 2.20: Tubería que ha sufrido corrosión por erosión.	37
Figura 2.21: Grieta debida a corrosión bajo tensiones. (Fuente: [1])	38
Figura 2.22: Comparación entre las grietas generadas por tensión y por fatiga. (Fuente: [1]).....	41
Figura 2.23: Corrosión por rozamiento.	42
Figura 2.24: Corrosión debido a altas temperaturas. (Fuente: [1])	43
Figura 3.1: Diagrama de flujo general en un programa de control y prevención de corrosión. (Fuente: [10])	48
Figura 3.2: Aeronave durante un proceso de lavado.	53
Figura 3.3: Indicador de profundidad. (Fuente: [10])	60
Figura 3.4: Micrómetro de profundidad óptico. (Fuente: [10])	60
Figura 3.5: Pieza sometida a inspección por líquidos penetrantes. (Fuente: Terotecnic Ingeniería).....	62
Figura 3.6: Compartimento de una batería. (Fuente: [10])	64
Figura 3.7: Área de setina de un helicóptero. (Fuente: [10])	65
Figura 3.8: Zonas propensas a la corrosión en la admisión de aire del motor de un F18. (Fuente: [10])	66
Figura 3.9: Corrosión alrededor de los elementos de fijación. (Fuente: [10]) ...	67
Figura 3.10: Corrosión en una bisagra de piano. (Fuente: [10])	68
Figura 3.11: Corrosión en los cordones de soldadura. (Fuente: [10])	69
Figura 3.12: Drenajes de las zonas más comunes de acumulación de agua. (Fuente: [10]).....	70
Figura 3.13: Ejemplo de un proceso de eliminación de corrosión. (Fuente: [10])	76
Figura 3.14: Limpieza de una corrosión por picaduras en un área crítica. (Fuente: [10]).....	77
Figura 3.15: Pieza con un tratamiento de cromatado.	78
Figura 3.16: Anodizado crómico de una llanta del tren de aterrizaje.	79
Figura 3.17: Anodizado duro.	79
Figura 3.18: Tratamiento superficial de pasivado de aceros inoxidables.	80
Figura 3.19: Fosfatado de aceros.	81
Figura 3.20: Anodizado sulfúrico de titanio.....	81

Figura 3.21: Limpieza mecánica (chorreado).	82
Figura 3.22: Cadmiado electrolítico en una pieza de acero.	83
Figura 3.23: Cromado duro de una pieza de acero.	84
Figura 3.24: Ejemplo de imprimación aplicada en un tanque de combustible, con fallos de adherencia debidos a la mala preparación superficial.	85
Figura 3.25: Tipos de sellado.	87
Figura 4.1: Identificación de las cuadernas y los pisos del fuselaje. (Fuente: [11])	93
Figura 4.2: Esquema de los suelos del helicóptero. (Fuente: [11]).....	102
Figura 5.1: Corrosión en el soporte delantero izquierdo de la BTI. (Fuente: Elaboración propia).....	105
Figura 5.2: Pieza corroída. (Fuente: Elaboración propia)	106
Figura 5.3: Planos del botalón de cola, la pieza afectada es la 41. (Fuente: MRS 53-10-40,01 Fig.9)	106
Figura 5.4: Fijación delantera de la caja de transmisión intermedia. (Fuente: MRS 53-00-00,01 Fig. 14)	107
Figura 5.5: Soporte visto desde la parte delantera izquierda de la BTI tras sanear la corrosión. (Fuente: Elaboración propia).....	107
Figura 5.6: Situación del soporte con corrosión. (Fuente: Elaboración propia)	108
Figura 5.7: Detalles A y B donde se pueden ver los espesores del herraje de fijación en mm. (Fuente: Elaboración propia)	108
Figura 5.8: Depósito de sal en la estructura bajo el piso en la esquina trasera derecha. (Fuente: Elaboración propia)	110
Figura 5.9: Pestillo con el taladro. (Fuente: Elaboración propia)	112
Figura 5.10: Medidas del pestillo. (Fuente: Elaboración propia)	113
Figura 5.11: Fichas de aluminio instaladas en las orejetas. (Fuente: Elaboración propia).....	113
Figura 5.12: Colocación de la guía en la orejeta. (Fuente: Elaboración propia)	114
Figura 5.13: Taladros realizados en las fichas de aluminio. (Fuente: Elaboración propia).....	114
Figura 5.14: Ficha de aluminio una vez conformado el taladro interior. (Fuente: Elaboración propia).....	115

Figura 5.15: Colocación inicial de la herramienta. (Fuente: Elaboración propia).	116
Figura 5.16: Sistema montado. (Fuente: Elaboración propia).....	116
Figura 5.17: Casquillo instalado mientras recupera temperatura. (Fuente: Elaboración propia).....	117
Figura 5.18: Casquillos de Cu-Be instalados. (Fuente: Elaboración propia).....	117
Figura 5.19: Herramienta. (Fuente: Elaboración propia)	118
Figura 5.20: Agua cayendo por la estructura del suelo de la cabina de carga. Se observa que pasa a través de las hembrillas de la zona del maletero, por los agujeros de drenaje de los depósitos de combustible y por otras zonas de la estructura. (Fuente: Elaboración propia)	120
Figura 5.21: Agua estancada en la rampa del maletero, acceso por la puerta trasera. (Fuente: Elaboración propia).	120
Figura 5.22: Agua estancada en la esquina trasera derecha y en alojamientos de argollas y sujeciones del suelo. (Fuente: Elaboración propia)	121
Figura 5.23: Corrosión en los paneles del suelo de la cabina de carga. (Fuente: Elaboración propia).....	121
Figura 5.24: Presupuesto de compra de un panel del suelo de la cabina de carga. (Fuente: [29])	122
Figura 5.25: Ejemplos de corrosión bajo el suelo de la cabina. (Fuente: Elaboración propia).....	122
Figura 5.26: Localización del fuel barrier web. (Fuente: [36])	127
Figura 5.27: Espumas y cinta negra recubriendo la zona de inspección. Se muestra el lado izquierdo. (Figura: [35])	128
Figura 5.28: Zonas de inspección. (Fuente: [35])	129
Figura 5.29: Alcohol isopropílico TT-I-735, Grado B. (Fuente: [35])	129
Figura 5.30: Fuel barrier web izquierdo. Zonas con defectos. (Fuente: [33]) ..	131
Figura 5.31: Zonas con defectos 1-4 en paño izquierdo. (Fuente: Plano GESTA P/N74A324508-2053)	132
Figura 5.32: Anotación de reparación en el logbook del avión. (Fuente: [33]).	133
Figura 5.33: Detalles de la reparación bajo el sellante. (Fuente: [33])	133
Figura 5.34: Marca superficial aparecida en el refuerzo bajo el sellante. Se repasa con lija y desaparece. (Fuente: Elaboración propia)	134

Figura 5.35: Medidas tomadas por ultrasonidos del espesor remanente en el parche volumétrico de la zona 1. (Fuente: Elaboración propia).....	135
Figura 5.36: Zona 2 tras saneado y pintado. (Fuente: Elaboración propia)	136
Figura 5.37: Corrosión antes de la reparación en la zona 2. (Fuente: Elaboración propia).....	136
Figura 5.38: Corrosión en la zona 3. (Fuente: Elaboración propia)	136
Figura 5.39: Espesores remanentes tras el saneado de la zona 3. (Fuente: Elaboración propia).....	137
Figura 5.40: Corrosión en la zona 4. (Fuente: Elaboración propia)	138
Figura 5.41: Zona 4 decapada. Se observa pitting alrededor de los remaches. (Fuente: Elaboración propia).....	138
Figura 5.42: Medida de los espesores remanentes en la zona 4 tras el saneado. (Fuente: Elaboración propia).....	139
Figura 5.43: Zona 4 saneada y pintada. Medida de la distancia entre la línea de remaches al refuerzo de la zona 1. (Fuente: Elaboración propia).....	140
Figura A.1: Plano de la herramienta. (Fuente: Elaboración propia)	147
Figura B.1: Planos para las piscinas protectoras de los helicópteros. (Fuente: [29])	148
Figura B.2: Detalles del suelo de la cabina del helicóptero. (Fuente: [29])	149
Figura B.3: Panel 1. (Fuente: Figura 7 de [31])	150
Figura B.4: Panel 2. (Fuente: Figura 9 de [31])	151
Figura B.5: Panel 3. (Fuente: Figura 11 de [31])	152
Figura B.6: Panel 4. (Fuente: Figura 17 de [31])	153
Figura B.7: Panel 4. (Fuente: Figura 15 de [31])	154
Figura B.8: Panel 6. (Fuente: Figura 19 de [31])	155
Figura B.9: Panel 7 y 11. (Fuente: Figura 20 de [31])	156
Figura B.10: Panel 8. (Fuente: Figura 23 de [31])	157
Figura B.11: Panel 9. (Fuente: Figura 24 de [31])	158
Figura B.12: Panel 10. (Fuente: Figura 25 de [31])	159
Figura B.13: Panel 12. (Fuente: Figura 13 de [31])	160
Figura B.14: Panel 13. (Fuente: Figura 8 de [31])	161
Figura C.2: Interior del EC225. (Fuente: [29]).....	162

Figura C.2: Botas para evitar que el agua entre a través de los anclajes de los asientos. (Fuente: [29]).....	162
Figura C.4: Refuerzo de la zona principal de operación del helicóptero. (Fuente: [29]).....	163
Figura C.4: Botas para los anclajes de los asientos traseros. (Fuente: [29])....	163
Figura C.6: Diques para separar la cabina de la zona de los pilotos. (Fuente: [29])	164
Figura C.6: Perímetro de las piscinas. (Fuente: [29])	164
Figura C.8: Botas para los anclajes de los asientos traseros. (Fuente: [29])....	165
Figura C.8: Refuerzo rígido antideslizante en la zona principal de trabajo. (Fuente: [29]).....	165
Figura C.9: Faldón plegable para dar continuidad a la puerta de operación. (Fuente: [29])	166
Figura D.1: Sistema de anclaje de las piscinas. (Fuente: [29])	167
Figura D.2: Botas de los anclajes del suelo. (Fuente: [29])	167
Figura D.3: Diques para contener el agua. (Fuente: [29])	168
Figura D.4: Sistema de fijación del perímetro de la piscina. (Fuente: [29])....	168
Figura D.5: Vista de los accesos a los anclajes. (Fuente: [29])	169
Figura D.6: Vista de la piscina cerca de la puerta. (Fuente: [29])	169
Figura D.7: Faldón de la puerta. (Fuente: [29]).....	170
Figura D.8: Vista lateral del faldón de cola. (Fuente: [29]).....	170
Figura D.9: Vista del anclaje de las piscinas. (Fuente: [29]).....	171
Figura E.1: Posición cerrada del acceso para el anclaje de camillas. Impide el paso de agua y facilita la operación reduciendo la zona con relieve. (Fuente: [29])	172
Figura E.2: Posición abierta del acceso. Tubo extensible para permitir la instalación de la fijación de las camillas. (Fuente: [31])	172
Figura E.3: Interior del tubo extendido. Acceso a la argolla de su interior. (Fuente: [29]).....	173

Índice de tablas:

Tabla 2.1: Serie galvánica de aleaciones y metales en presencia de agua salada. (Fuente: [1]).....	25
Tabla 3.1: Límites para la calidad del agua. (Fuente: [10]).....	51
Tabla 3.2: Métodos de inspección de corrosión. (Fuente: [10])	57
Tabla 3.3: Efectos de la corrosión en los distintos metales. (Fuente: [1]).....	58
Tabla 3.4: Métodos recomendados para la eliminación manual de corrosión. (Fuente: [10])	74
Tabla 3.5: Métodos de eliminación de la corrosión con máquina. (Fuente:[10]).	75
Tabla 4.1: Parte 3.C de corrosión del libro del avión. (Fuente: [11])	90
Tabla 4.2: Resumen de la periodicidad del mantenimiento de los motores. (Fuente: [11])	90
Tabla 4.3: Datos del helicóptero. (Fuente: [11])	94
Tabla 4.4: Esquema de localización de las cápsulas VPCI-105. (Fuente: [11]) ...	94
Tabla 4.5: Fotos de localización de las cápsulas. (Fuente: [11])	95
Tabla 5.1: Defectos encontrados durante la aplicación de la tarjeta E46 en el paño izquierdo. (Fuente: Elaboración propia)	130
Tabla 5.2: Parámetros de corrientes inducidas. Tras el saneado mínimo no se detectan señales de grieta. (Fuente: [33])	134
Tabla 5.3: Parámetros de ultrasonidos. (Fuente: [33])	135
Tabla 5.4: Parámetros de la medida del espesor remanente por ultrasonidos tras el saneado de la zona 3. (Fuente: [33])	137
Tabla 5.5: Parámetros de la medida del espesor remanente por ultrasonidos tras el saneado de la zona 3. (Fuente: [33])	139

Capítulo 1 : Introducción

Las consecuencias de los procesos corrosivos se han convertido en un problema a nivel mundial. Estos procesos son fenómenos naturales que implican un deterioro o degradación de las propiedades físicas de un material por su combinación o reacción con el medio ambiente u otros materiales [1]. Además de todos los encuentros que tenemos día a día con esta forma de degradación, la corrosión produce pérdida y contaminación de productos, reducción de eficiencia, costes de mantenimiento, y rediseños muy caros, y también, pone en peligro la seguridad y frena el progreso tecnológico. Pueden provocar secuelas tanto en forma de costes económicos y gasto de recursos, como problemas de seguridad que desencadenarían eventos catastróficos. Por ejemplo, se estima que se pierde aproximadamente entre un 10 y un 20 % de la producción de metal mundial para solventar las deficiencias causadas por este proceso químico [2].

El aspecto multidisciplinar de los problemas relacionados con la corrosión, combinado con la distribución de las responsabilidades asociadas solo incrementa la complejidad del tema. El control de la corrosión se consigue reconociendo y entendiendo su mecánica, utilizando materiales y diseños resistentes a estos procesos, y empleando dispositivos y tratamientos protectores. La mayoría de las grandes compañías, industrias y gobiernos han establecido grupos y comités que vigilan los asuntos relacionados con la corrosión, pero generalmente las responsabilidades están repartidas entre los fabricantes (o productores del sistema) y sus respectivos usuarios. En caso de que se produzca una negligencia, esta será causa de grandes costes tanto económicos como de vidas humanas.

En cuanto a las pérdidas monetarias derivadas de la corrosión, podemos diferenciar dos tipos:

- **Costes directos:** son los que están relacionados directamente con la sustitución o reparación de componentes, estructuras, piezas que estén afectadas por la corrosión y hayan perdido las propiedades necesarias para su uso. También incluye los costes derivados de las medidas de protección como los recubrimientos, trabajos de mantenimiento, etc.

- **Costes indirectos:** son más difíciles de calcular, y mayores que los costes directos. Son, por ejemplo, los derivados de la parada de un avión debido a una sustitución de una pieza corroída en el tren de aterrizaje, pérdidas de líquido hidráulico por corrosión en una tubería, costes derivados de accidentes con lesiones o muerte de personas... [3]

En el año 1971, se publicó un informe que fue resultado de un encargo realizado por el ministro de tecnología de Inglaterra a una comisión de 21 expertos en ciencia, tecnología, y economía. Su objetivo era crear un documento donde se recogiera el efecto económico de la corrosión y los beneficios de su prevención. Se centró en los metales, ignorando los problemas causados en materiales no metálicos, los cuales son aún más difíciles de calcular.

Este documento al cual se conoce comúnmente como informe HOAR [4], tuvo gran trascendencia debido a que fue el primero elaborado con verdadera precisión. Los resultados de este informe recogían, por ejemplo, que los costes directos anuales debidos a la corrosión eran en torno a un 3,5% del producto interior bruto (PIB) de un país industrializado. También recogían que se podría ahorrar alrededor de un 20 o 25% de estos gastos si se usaran los medios existentes por aquel entonces para prevenir la corrosión. Estos datos están referidos a los costes directos, si se tuvieran en cuenta los indirectos se elevaría notablemente la cifra, ya que se estima que la relación entre el gasto directo y el indirecto está entre 1:6 y 1:10 [5].

Centrándonos en la industria aeronáutica, la prevención y reparación de los daños generados por la corrosión en las aeronaves y los sistemas de aviónica sigue suponiendo un coste importante y un problema de seguridad dentro de la mayoría de los campos de la misma. Los equipos están sometidos constantemente a cambios en las condiciones atmosféricas como la presión, temperatura, nivel de humedad, polvo, suciedad, luz ultravioleta, fluidos del propio avión... que favorecen la aparición de corrosión [1].

Un ejemplo de accidente debido a un fallo en la estructura del avión por fatiga y corrosión es el del vuelo 243 de Aloha Airlines, que, además, fue muy importante para crear conciencia acerca del mantenimiento estructural de las aeronaves más antiguas. Este se produjo el 28 de abril de 1988 en un Boeing 737 que llevaba 19 años operando con esta aerolínea. El avión sufrió un desprendimiento de la parte

superior del fuselaje desde el final de la cabina hasta la raíz de las alas (aproximadamente 6 metros) mientras estaba volando a 24,000 ft. El piloto consiguió aterrizar en la isla de Maui y la única víctima fue una azafata que salió despedida debido a la descompresión repentina. Este avión acostumbraba a hacer varios vuelos cortos entre islas todos los días, por lo que tenían que realizar bastantes ciclos de compresión y descompresión, lo que sometió a la estructura a mucho estrés por fatiga. Se detectaron múltiples grietas en lo que quedaba de la carcasa del avión, en los agujeros de la fila superior de remaches que unían la piel del fuselaje. No se esperaba que las grietas por fatiga fueran un problema, y se pensaba que mantendrían la superposición de las pieles del fuselaje bien unidas. Además de estas grietas, se encontró corrosión en la zona de las uniones de las piezas del fuselaje, que además de por remaches, estaban ensambladas con un adhesivo que se debilitó, por lo que la estructura se mantenía entera gracias a la acción de los remaches. Al inspeccionar otras aeronaves similares, se encontraron casos parecidos: grietas por fatiga, corrosión, y el adhesivo debilitado en las uniones del fuselaje.



Figura 1.1: Restos del avión de Aloha Airlines después del accidente.

Este accidente marcó un antes y un después, y llevó al desarrollo de procedimientos mejorados, tecnología avanzada y unos estándares más altos en el mantenimiento estructural de las aeronaves más antiguas [6] [7].

Actualmente hay una serie de procedimientos que ayudan a minimizar la corrosión y a retrasar su aparición, para que los efectos sean menos severos y más controlados. Para lograrlo, se deben entender los mecanismos de fallo de todo el equipamiento del avión, y el desarrollo y uso adecuado de toda la tecnología de control de corrosión. Es muy importante que el personal de mantenimiento asuma que hay corrosión, aunque no se observe evidencia física de que la haya; ya que el objetivo de la prevención de la corrosión es permitir que todos los sistemas funcionen correctamente durante un periodo de tiempo largo (es decir, que permitan a los equipos alcanzar el máximo tiempo de vida útil posible).

El mantenimiento requiere conocer profundamente las causas y efectos de la corrosión, y la posterior degradación que genera en los materiales. Por ello, a continuación, se expondrá que es la corrosión y por qué se produce, las acciones más comunes que se realizan en aeronaves para evitarla, y algún caso práctico para ilustrarlo.

Capítulo 2 : Principios físicos de la corrosión

Para el correcto desarrollo de este trabajo debemos conocer con claridad en qué consiste la corrosión. En su base, es un fenómeno que ocurre principalmente con los minerales de óxido o de sulfuro como, por ejemplo, el hierro que en presencia de humedad y aire volverá a su estado natural de óxido o hidróxido de hierro. Este deterioro del material afecta directamente a sus características mecánicas, disminuyendo considerablemente su capacidad para soportar cargas estructurales. En presencia de una solución acuosa que contenga sales solubles, la corrosión de muchas aleaciones se podrá producir fácilmente a temperatura ambiente; mientras que, en ausencia de agua solo se producirá cuando haya una temperatura alta, como las que se pueden encontrar en la turbina de un motor. La forma más común de corrosión (y la que puede tratar más eficientemente el personal de mantenimiento) es la corrosión galvánica o electroquímica.

1. CONCEPTOS:

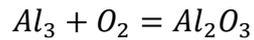
A continuación, se definirán una serie de conceptos químicos con el objetivo de que se entienda mejor el proceso de corrosión:

- **Átomo:** La unidad más pequeña de un elemento que está formado por un núcleo con carga positiva rodeado por un sistema de electrones cargados negativamente.
- **Electrón:** Partícula cargada negativamente. Una corriente eléctrica ocurre cuando los electrones son forzados a moverse a través de los conductores metálicos. Los electrones fluyen a través de soluciones líquidas solo en presencia de iones.
- **Ion:** Un átomo o grupo de átomos o moléculas que han adquirido una carga eléctrica neta por haber ganado (ion negativo) o perdido (ion positivo) electrones. Cuando los iones son obligados a moverse a través de soluciones líquidas, se puede producir una corriente eléctrica. No se pueden mover a través de metales conductores.

- **Electrolito:** Una solución líquida (normalmente agua) que contenga iones. El agua marina es un electrolito, una solución acuosa donde los componentes mayoritarios son iones de sodio y de cloro.
- **Electroquímica:** Es la rama de la ciencia que se ocupa de las reacciones químicas que se producen en las superficies que se encuentran en contacto con los electrolitos.
- **Ánodo:** Material que tiende a perder electrones, es decir, a corroerse.
- **Cátodo:** Metal distinto al anterior que tiene menor tendencia a perder electrones que el ánodo.

La mayoría de los metales empleados en las construcciones aeronáuticas reaccionan frente a los agentes atmosféricos, dando lugar a óxidos, carbonatos, sales que fomentan la corrosión propiciando fallos en los componentes... En la mayoría de los casos en los que se produce corrosión, el agua está presente de alguna forma, bien sea humedad, condensación, lluvia o rocío. Actúa como un electrolito que provoca reacciones químicas en las superficies de metal adyacentes. Esto se conoce como *corrosión electroquímica o galvánica*.

Otra posibilidad es la *oxidación*, una corrosión “en seco” que no necesita de la presencia de un electrolito. Esto se debe a que muchos metales tienen una gran afinidad con la atmósfera y tienden a combinarse con ella. Se suele producir a altas temperaturas, donde es prácticamente imposible la formación de una capa de humedad sobre la superficie metálica, concretamente en materiales metálicos expuestos a gases y a vapores calientes. En estos casos se origina una reacción química heterogénea directa entre la superficie metálica y un gas agresivo que normalmente es O_2 [3]. El fenómeno es homogéneo desde un punto de vista morfológico, ya que tiene las mismas posibilidades de producirse en cualquier punto de la superficie. Gracias a que los productos de la corrosión no se funden ni volatilizan a la temperatura de operación del material, existe una especie de barrera entre la superficie del metal y el gas agresivo, dificultando el contacto entre ellos y, en consecuencia, la reacción de corrosión. Un ejemplo es el aluminio que, cuando entra en contacto con la atmósfera, forma óxido de aluminio, que crea una capa impermeable y protege el resto del material del ataque del oxígeno.



Ecuación 2.1: Reacción de oxidación del aluminio.

Por otro lado, el hierro forma una capa porosa y permeable que no lo protege, por lo que el ataque del oxígeno es destructor. Comúnmente, para proteger el metal contra la oxidación, se cubre con una capa de pintura o con algún otro producto para no exponer el metal al aire. En materiales metálicos expuestos a altas temperaturas, se intenta escoger una aleación que sea capaz de generar (según el medio y la temperatura a la que se vaya a operar) capas de estos productos de corrosión que generen una protección, llamadas capas pasivas. La pintura puede ocultar los estados iniciales de la corrosión, pero en el momento que los productos del proceso ocupen más volumen que el ocupado inicialmente por el metal, las superficies pintadas tendrán bultos, ampollas, y se romperán.

2. CORROSIÓN ELECTROQUÍMICA:

El tipo más importante en aviación es la corrosión galvánica o electroquímica y será el tratado en este documento. Cuando un metal sufre un proceso de corrosión, los átomos pierden electrones y adquieren carga positiva. En consecuencia, los iones metálicos cargados positivamente se pueden combinar con los iones cargados negativamente para formar productos de la corrosión, como cloruros metálicos, óxidos, hidróxidos, y sulfatos.

2.1- DESCRIPCIÓN QUÍMICA:

Se necesitan una serie de condiciones para que ocurra este proceso. La corrosión no se puede dar sin la existencia de un ánodo y un cátodo que estén en contacto eléctrico a través de un electrolito, que transportará una corriente eléctrica gracias a la diferencia de potencial existente entre ellos. En la siguiente imagen se puede observar una celda de corrosión galvánica simplificada (ver figura 2.1) que recoge los cuatro elementos necesarios para que se produzca:

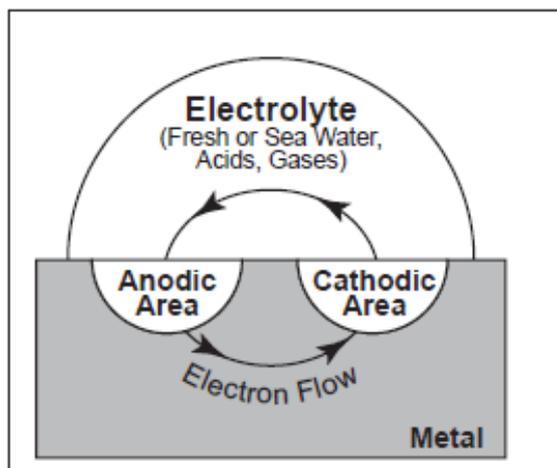


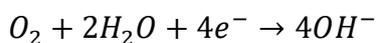
Figura 2.1: Celda de corrosión simplificada. (Fuente: [1])

Para ilustrar el proceso, vamos a suponer una celda con un ánodo de hierro, y un cátodo de cobre. La reacción química en el primero será la siguiente:



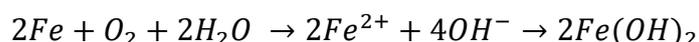
Ecuación 2.2: Reacción de pérdida de electrones del hierro.

El ion de hierro pasará al electrolito, mientras los electrones atraviesan el metal que los une hasta llegar al cátodo. En este segundo, se producirá una reacción de reducción gracias a un oxidante presente en la solución, que puede ser de varios tipos en función del tipo de medio (ácido, neutro o alcalino). En este ejemplo, se supondrá un electrolito formado por una solución alcalina o neutra cuya reacción con los electrones liberados será la siguiente:



Ecuación 2.3: Reacción de reducción.

Combinando las dos reacciones obtenemos el proceso global:



Ecuación 2.4: Reacción de oxidación y de reducción combinadas.

El compuesto resultante se llamará hidróxido ferroso, y precipitará, ya que es insoluble en soluciones acuosas oxigenadas. También puede oxidar a hidróxido férrico y adquirir el tono rojizo de la herrumbre. Estos compuestos resultantes serán los productos de la corrosión. [3] La eliminación de cualquiera de las condiciones explicadas anteriormente hará que se produzca una ralentización en el proceso, o incluso una detención total. Por ejemplo, una capa de pintura en la superficie del metal evitará que un electrolito conecte el ánodo y el cátodo, y así se detendrá la corriente eléctrica que produce la corrosión galvánica (ver figura 2.2).

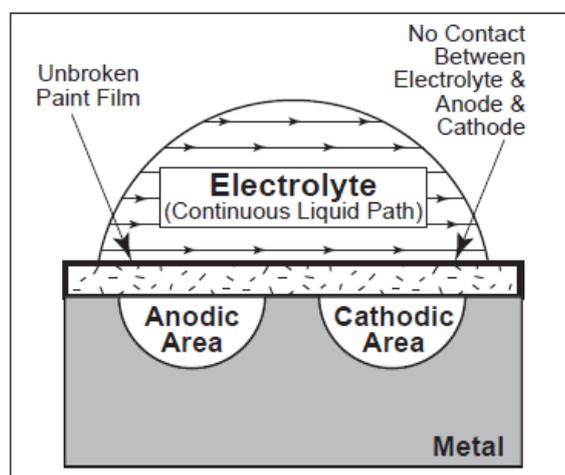


Figura 2.2: Eliminación de la corrosión por la aplicación de una capa de pintura a una superficie metálica. (Fuente: [1])

Un cambio en el electrolito también afectará al ritmo del proceso, un ánodo y un cátodo conectados por agua destilada se corroerán a mucha menos velocidad debido a la falta de iones en la disolución -que permitan el flujo de corriente-, que, si se encuentran conectados por agua salada, donde la reacción se acelerará en un factor de 1000 o más.

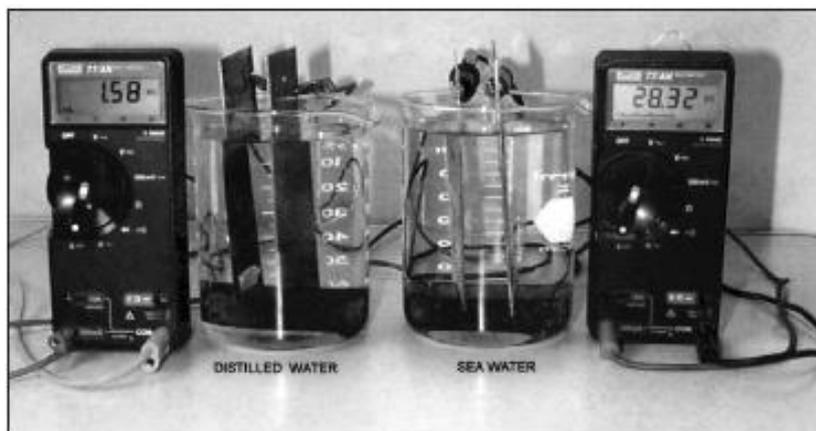


Figura 2.3: Efecto del agua salada en la corrosión galvánica. (Fuente: [1])

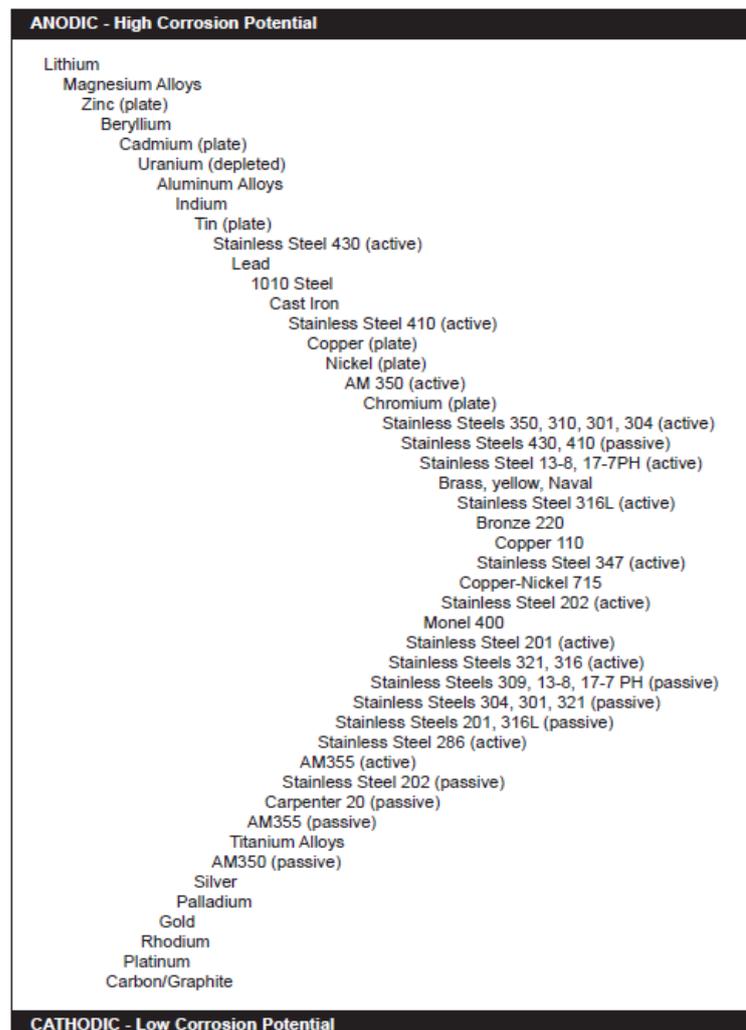
2.2- FACTORES QUE INFLUYEN EN LA CORROSIÓN ELECTROQUÍMICA:

Los factores que influirán en la corrosión metálica y la velocidad a la que se produce serán los siguientes [1] y [8]:

- **Tipo de material:** El mejor momento para prevenir la corrosión de un material es la fase de diseño. Una selección del metal adecuada es crítica para la protección del equipo frente a ambientes dañinos. La mayoría de los metales puros no son adecuados para la construcción de aeronaves, y solo se utilizan combinados con otros metales o no-metales formando aleaciones. Los más utilizados en la construcción de aeronaves son aluminio, hierro, titanio y magnesio; y para mejorar la resistencia a la corrosión se añaden materiales como galvanoplastias de cadmio, níquel, cromo y plata. Los metales tienen un rango muy amplio de resistencia a la corrosión, pudiendo clasificarse en activos, y nobles. Los primeros son los que tienden a perder electrones fácilmente y se corroen con menor oposición (aluminio, magnesio) y los segundos no los pierden fácilmente, resultando más resistentes (oro y plata). Los metales más susceptibles a corrosión se posicionan en una tabla electroquímica que indica la facilidad con la que se ioniza el metal (ver tabla 2.1).

- **Tratamiento térmico y dirección del grano:** La mayoría de las aleaciones están formadas en su totalidad por pequeñas regiones cristalinas llamadas granos. Si durante la fabricación o reparación de grandes secciones de metal mediante tratamientos térmicos, estos no se enfrían de manera uniforme, tienden a variar su composición química por áreas de manera que, se puede originar corrosión si una zona es más activa que otra. Las aleaciones que se fabrican mediante laminación, extrusión, forja o prensado, tienen unas propiedades que suelen depender de la dirección del grano que tengan. La corrosión suele originarse en las superficies de las zonas menos resistentes, o en los límites de grano, donde se formará corrosión en forma de picaduras o intergranular.

*Tabla 2.1: Serie galvánica de aleaciones y metales en presencia de agua salada.
(Fuente: [1])*



- **Compatibilidad de los metales:** Cuando se produce contacto entre dos metales con distinto potencial en presencia de un electrolito, la velocidad a la que se produce la corrosión dependerá de la diferencia entre sus potenciales (es decir, sus posiciones en la tabla 2.1). Cuanto más grande sea la diferencia, más rápido se producirá la corrosión. Por ejemplo, el magnesio se corroe muy rápido cuando está en contacto con el oro en una atmósfera húmeda, mientras que, el aluminio se corroe muy despacio en contacto con el cadmio. En los aviones es difícil impedir el contacto entre dos materiales diferentes, como entre el acero y una aleación ligera. Se deben utilizar juntas o tratamientos químicos de manera que se cree una película protectora interpuesta a base de un metal neutro. Un inconveniente resulta del rozamiento continuo que va destruyendo paulatinamente esta capa protectora que habrá que reponer. En remaches, la presencia de corrosión es consecuencia del paso del tiempo y del envejecimiento estructural de la aeronave, y la solución es sustituirlos por otros según los requisitos que se establecen en los manuales técnicos de la aeronave.
- **Superficie del ánodo y del cátodo:** El ritmo del proceso corrosivo también depende del tamaño de las partes que están en contacto. Si la superficie del ánodo (material con más tendencia a corroerse) es más pequeña que el área del cátodo (material menos activo), la corrosión será más rápida y grave. En cambio, si se da al revés, el proceso será más lento y superficial. Por ejemplo, un remache de aluminio en contacto con una lámina de monel (una aleación de níquel-cobre) relativamente inerte, sufrirá un proceso corrosivo grave, y en cambio, si el remache está hecho de aleación monel y la lámina de aluminio, solo se producirá un ataque superficial a la lámina de aluminio (ver figura 2.4).
- **Presencia de un electrolito:** Las soluciones que conducen la electricidad, se forman fácilmente en las superficies cuando se acumula condensación, lluvia o agua de lavado. La suciedad, los gases ácidos, y los productos gaseosos del proceso de combustión en el motor, pueden disolverse en estas superficies húmedas, incrementando la conductividad eléctrica del electrolito y, por lo tanto, la velocidad de combustión.

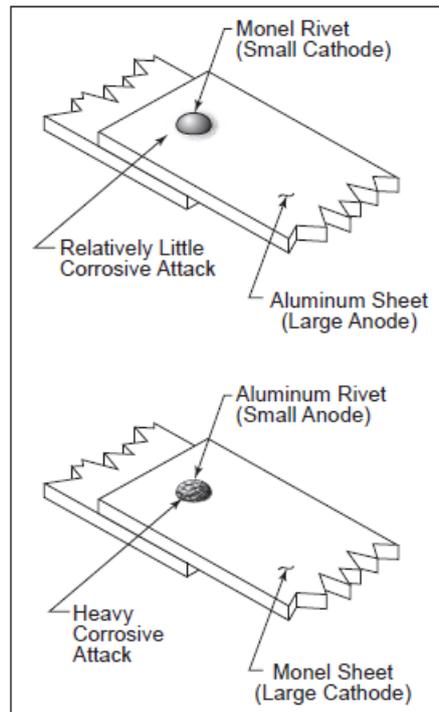


Figura 2.4: Efecto de la relación entre áreas del ánodo y el cátodo. (Fuente: [1])

- **Concentración del electrolito:** De la misma forma en que se pueden corroer los metales cuando están expuestos a diferentes concentraciones de oxígeno en un electrolito, la corrosión también ocurrirá si la concentración en una superficie varía de un punto de la superficie a otro. Esto se conoce como una celda de concentración.
- **Presencia de oxígeno:** Cuando se produce un confinamiento parcial en la superficie metálica (por ejemplo, en una superficie de unión o en hendiduras profundas) el metal que está en esta superficie confinada se corroe más rápidamente que otras superficies de metal de la misma parte que no se encuentren confinadas. Este tipo de corrosión se llama celda de concentración de oxígeno. Ocurre más rápidamente de lo esperado, ya que el contenido reducido de oxígeno del electrolito confinado produce que el metal adyacente se vuelva anódico respecto a las superficies de metal que están expuestas al aire.
- **Temperatura:** Si una pieza está sometida a altas temperaturas, esta tiende a oxidarse y corroerse con mayor facilidad, ya que la temperatura es directamente proporcional a la velocidad de las reacciones químicas. Las

soldaduras son siempre susceptibles a la corrosión, ya que la zona calentada se vuelve anódica respecto al material de alrededor. Así mismo, las altas temperaturas producen mayores concentraciones de vapor de agua en el aire que, en el caso de que se produzca una bajada de temperatura brusca, generará una condensación de agua mayor y en consecuencia un incremento de la corrosión.

- **Organismos biológicos:** Hongos, bacterias, mohos y otros organismos vivos (alguno microscópico) pueden crecer en superficies húmedas. Una vez que están bien asentados, el área tiende a seguir húmeda incrementando la posibilidad de que exista corrosión. Su presencia puede causar que, en los espacios que ocupan, se tengan concentraciones de oxígeno y de electrolito distintas, y además segregan restos ácidos. Las aeronaves que estacionan u operan cerca del mar, necesitan unos controles de la misma y sus motores más estrictos. Además, hay que tener en cuenta que el queroseno absorbe más agua que la gasolina de modo que se incrementa su presencia en los depósitos y en la entrada a la cámara de combustión.
- **Estrés mecánico:** Muchas aleaciones utilizadas en la construcción de aeronaves son muy susceptibles a la corrosión por fatiga. Procesos como el mecanizado, conformación, soldadura o tratamientos por calor, pueden dejar tensiones residuales en las piezas que, una vez puestas en servicio y unidas a los esfuerzos normales que tiene que soportar, provocan corrosión más rápido de lo habitual.
- **Duración de la exposición:** A medida que avanza el tiempo, los metales tienden naturalmente a corroerse. En algunos casos, el proceso ocurre a la misma velocidad, independientemente de la cantidad de tiempo que el metal haya estado expuesto. En cambio, en otros casos, puede ralentizarse con el tiempo gracias a la barrera que forman los productos de la corrosión, o acelerarse si se rompe esta barrera.

3. TIPOS DE CORROSIÓN:

A la hora de evaluar y reparar un daño por corrosión es importante saber con qué tipo estamos tratando. Las categorías más comunes encontrados en aeronaves son los siguientes:

3.1- CORROSIÓN SUPERFICIAL UNIFORME:

Es probablemente el tipo más común, consecuencia de un ataque químico directo en la superficie de un metal que actúa uniformemente en toda la zona expuesta. El metal se va volviendo más fino, y eventualmente se perfora. En una superficie de metal pulida, lo primero que se aprecia es un aspecto apagado general, y si se permite que el ataque continúe, se volverá rugosa y probablemente adquirirá un aspecto mate. Un ejemplo es el grabado de metales con ácido. La decoloración de un metal, o pérdida de brillo causada por la exposición de este a altas temperaturas, no se considera corrosión superficial uniforme. El magnesio o los aceros de baja aleación son los más susceptibles a este tipo de corrosión. Se pueden proteger de este tipo de ataques recubriendo y sellando la superficie expuesta, y eliminando los elementos corrosivos mediante movimiento de aire, limpiezas rutinarias y agujeros de drenaje. Cuando aparece, indica un fallo generalizado del medio de protección [1], [5] y [8].



Figura 2.5: Corrosión superficial uniforme.

3.2- CORROSIÓN GALVÁNICA:

Ocurre cuando dos tipos distintos de metal entran en contacto el uno con el otro y un electrolito (como el agua marina). Normalmente se reconoce por la acumulación de corrosión en las uniones entre los metales. Por ejemplo, los paneles de revestimiento de aluminio remachados con una chapa de refuerzo de acero inoxidable en el ala de una aeronave forman un par galvánico si hay presencia de humedad. El aluminio, magnesio, y cadmio son anódicos respecto del resto de metales en la mayoría de los ambientes, y se corroerán antes. Una posible solución a esta problemática sería utilizar recubrimientos, sellantes o juntas para evitar el contacto entre dos metales con distinto potencial [1], [5] y [8] .

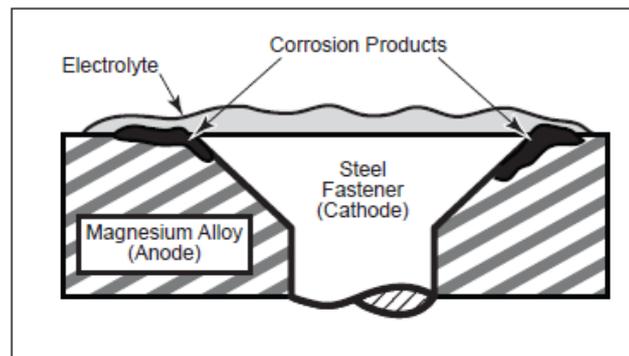


Figura 2.6: Corrosión galvánica del magnesio cuando se encuentra en contacto con un fijador de acero. (Fuente: [1])

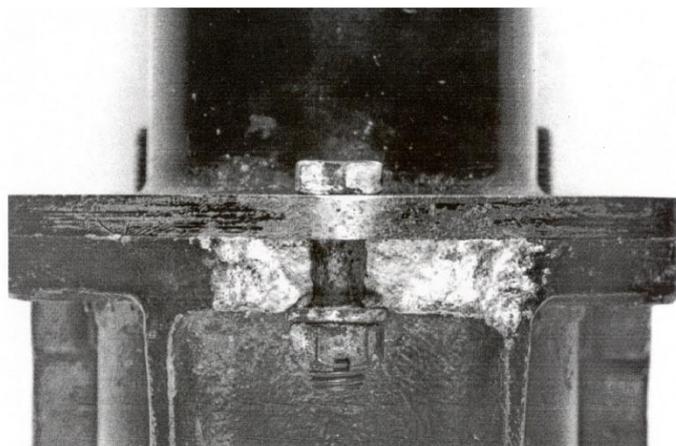


Figura 2.7: Corrosión galvánica, debido a la utilización de diferentes materiales se ha producido corrosión intergranular junto con un par galvánico favorecido con un electrolito de sal.

3.3- CORROSIÓN POR PICADURAS O PITTING:

Es una forma de ataque extremadamente localizado que da como resultado agujeros en el metal. Las picaduras pueden estar aisladas, o tan juntas de forma que parezcan una superficie rugosa. Suelen ser difíciles de detectar por su pequeño tamaño, y además, pueden estar cubiertas de productos de corrosión. Normalmente se empiezan a apreciar gracias a la aparición de un polvo fino gris o blanco que mancha la superficie. A menudo, están causadas por una rotura de la capa de pasivación. Cuando se limpia la superficie, se puede apreciar la presencia de pequeñas picaduras o agujeros en la superficie. La mayoría se desarrollan y crecen profundizando en el material en la dirección de la gravedad. Los fallos por picaduras son comunes en electrolitos que contengan cloruros o iones de cloro, como el agua marina. Es una de las formas de corrosión más peligrosas, ya que es difícil anticiparse y prevenirla, bastante difícil de detectar, y ocurre tan rápidamente que puede provocar un fallo repentino. Una picadura también puede actuar como un núcleo de grietas de corrosión por fatiga o tensiones. Los aceros inoxidables son más susceptibles al daño por picaduras, aunque en aluminios, magnesios y cobres también se da mucho [1] y [5].

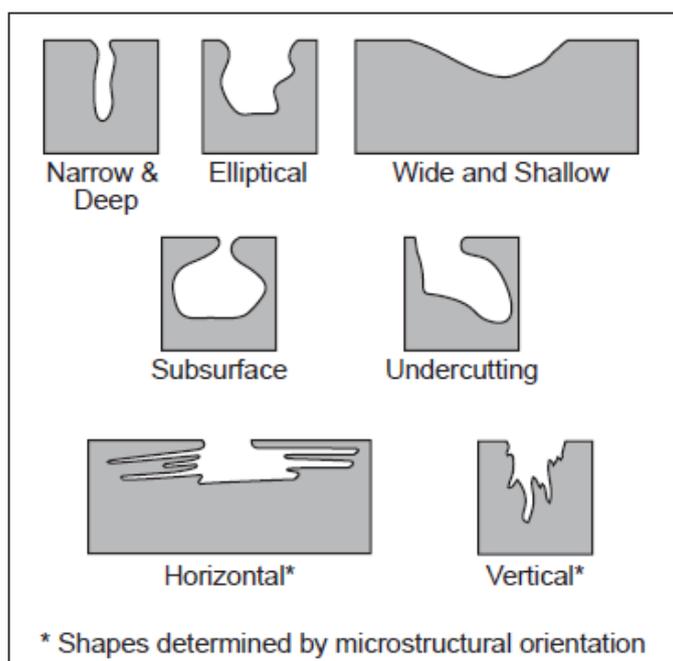


Figura 2.8: Variaciones en la sección transversal de una picadura por corrosión.
(Fuente: [1])



Figura 2.9: Pitting en el acoplamiento de aluminio del ala.



Figura 2.10: Picaduras en una aleación de aluminio y cobre.

3.4- CORROSIÓN INTERGRANULAR:

Este tipo de corrosión consiste en un ataque a los límites de grano del metal. En una imagen muy ampliada de un corte transversal de una pieza (como en la figura 2.11) se puede ver la estructura granular del metal. Consiste en una cantidad grande de granos individuales, cada uno con sus límites bien definidos, que difieren químicamente del material del interior. Normalmente, los límites de grano son anódicos respecto del metal que se encuentra dentro, lo que hace que cuando haya un electrolito presente, se produzca una corrosión rápida y selectiva de los límites de grano del metal. Las aleaciones de aluminio de alta resistencia, que dependen de las fases precipitadas de los elementos de la aleación para determinar su resistencia, y son particularmente susceptibles a la corrosión

intergranular. Este tipo de corrosión puede permanecer sin ser detectado mientras provoca una reducción significativa de la resistencia del metal [1], [5] y [8].

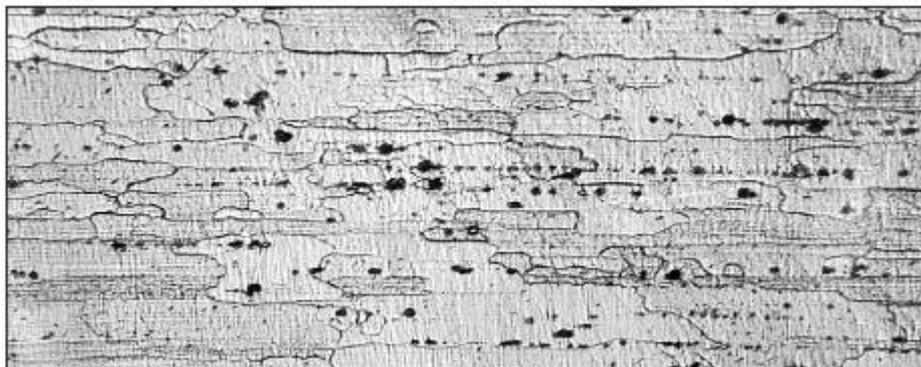


Figura 2.11: Sección transversal de la aleación de aluminio 7075-T6.
(Fuente: [1])

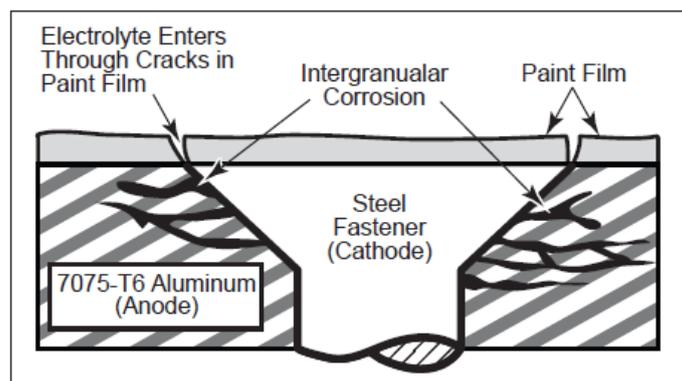


Figura 2.12: Corrosión intergranular del aluminio 7075-T6 en contacto con un fijador de acero. (Fuente: [1])

3.5- CORROSIÓN POR EXFOLIACIÓN:

Es una forma avanzada de corrosión intergranular donde los granos superficiales del metal son empujados por la fuerza generada por la expansión de los productos de corrosión, que se están formando en el interior del metal. Este tipo de corrosión produce una elevación o hinchazón en la superficie del metal. Ocurre en partes de aluminio y magnesio de alta resistencia que han sido forjadas, laminadas o extruidas. Aparece frecuentemente en láminas de aluminio que se encuentran en contacto con un fijador de acero. Una forma de prevenirlo es separar el aluminio del acero mediante una barrera como un sellante o una imprimación [1] y [8].

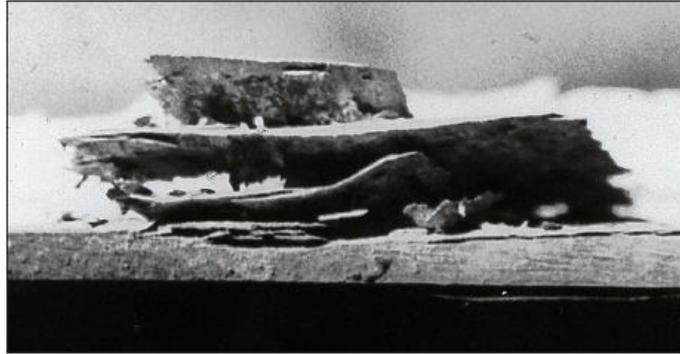


Figura 2.13: Ejemplo de exfoliación vista desde el canto de la lámina. (Fuente: [1])

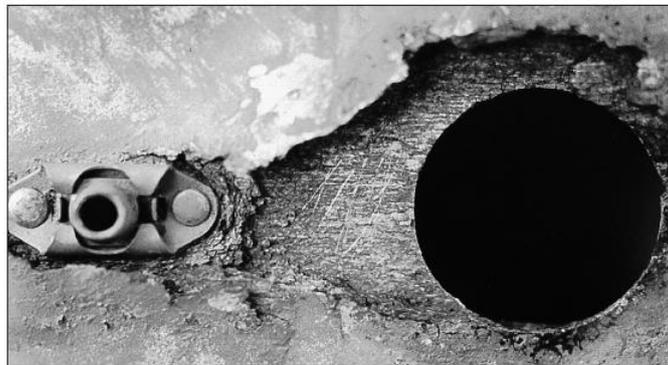


Figura 2.14: Exfoliación de metal en contacto con un fijador. (Fuente: [1])

3.6- CORROSIÓN POR CAVIDAD:

Es uno de los tipos más conocidos de corrosión. La práctica ha demostrado que puede ocurrir en cualquier cavidad donde se haya quedado acumulada una solución. Estos huecos suelen ser superficies y articulaciones de juntas, y espacios debajo de las cabezas de tornillos y remaches. El proceso ocurre, porque el ambiente que hay en el interior de la cavidad no se corresponde con el que hay en el exterior, lo que genera que, aunque las dos superficies sean del mismo metal, tengan distinto potencial. Una forma de minimizarla es cerrar las cavidades utilizando distintos métodos, como sellantes, soldaduras, o materiales no absorbentes para las juntas [1], [5] y [8].



Figura 2.15: Cabezas de remache con apariencia de hundimiento de un 737.



Figura 2.16: Corrosión por cavidad en un 737.

3.7- CORROSIÓN FILIFORME:

Es un tipo de corrosión por cavidad, que ocurre en superficies de metales que tienen un recubrimiento protector orgánico muy fino (4 mils). Se reconoce fácilmente debido a la marca de forma similar a un gusano que produce la corrosión debajo del recubrimiento. Es inusual, ya que solo afecta a la apariencia superficial y no altera ni debilita la base del metal. El proceso ocurre cuando la humedad relativa se encuentra entre el 65-90%, y la temperatura del aire está entre los 70 y los 100°C. Empieza con rupturas en el recubrimiento en forma de arañazos o grietas alrededor de fijadores o soldaduras, y evoluciona por debajo del recubrimiento, gracias a la difusión de vapor de agua y de oxígeno procedente del aire, a través del revestimiento. La corrosión filiforme se produce en superficies de acero, aluminio y magnesio. Puede causar un fallo en el

recubrimiento, en forma de grieta importante o delaminación y derivar en una corrosión más grave. Se puede prevenir manteniendo los equipos y el avión en ambientes con una humedad relativa del 65%, utilizando recubrimientos con baja difusión ante gases de vapor de agua y oxígeno, manteniendo los recubrimientos en buen estado, y aplicando componentes que prevengan la corrosión (CPCs) cuando el recubrimiento este dañado [1], [5] y [8].

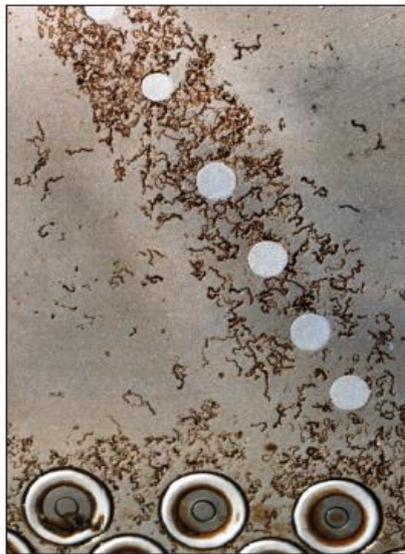


Figura 2.17: Corrosión filiforme encontrada debajo de un recubrimiento de pintura en un panel de magnesio.

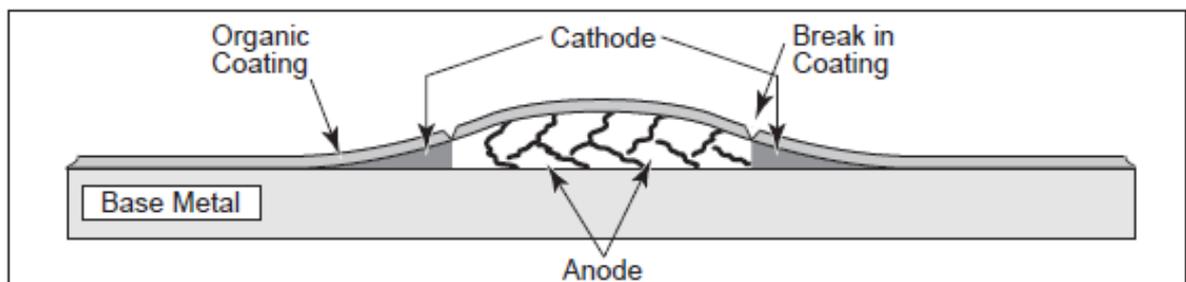


Figura 2.18: Esquema del desarrollo de la corrosión filiforme en una aleación de aluminio. (Fuente: [1])

3.8- CORROSIÓN POR EROSIÓN:

La erosión debido a impacto o cavitación se puede acelerar por la acción de un fluido corrosivo en contacto con la superficie del metal. Por lo general, el

movimiento es rápido, y el desgaste y la abrasión ocurren con la corrosión. Está caracterizada por surcos, muescas, ondulaciones, agujeros redondeados, y/o valles en la superficie del metal. Los metales que son más blandos (como el cobre o el plomo), y los que dependen del desarrollo de una película superficial protectora (aluminio, acero inoxidable, titanio) son los más susceptibles a sufrir este tipo de corrosión. Puede originar un problema relacionado con pérdida de espesor del material, especialmente en las tuberías, y que falle cuando sufra una carga. Los desgastes superficiales y las perforaciones producen una eficiencia reducida de los equipos [1]. Las turbulencias causadas por las picaduras incrementan la erosión pudiendo provocar fugas (ver figura 2.19) [5] y [8].

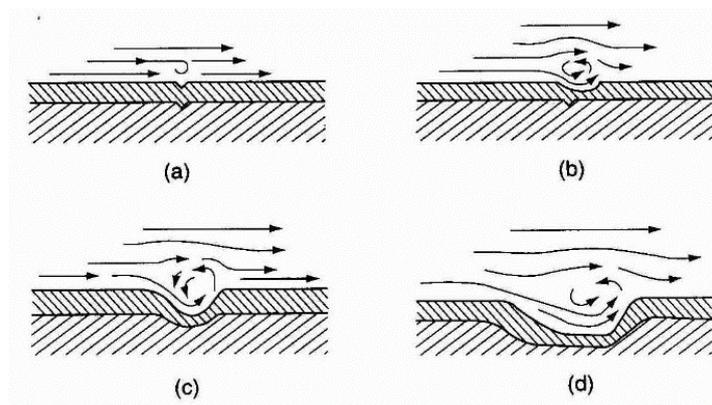


Figura 2.19: Efecto de la turbulencia en la corrosión por erosión.



Figura 2.20: Tubería que ha sufrido corrosión por erosión.

3.9- GRIETAS POR CORROSIÓN BAJO TENSIONES (SCC):

Es el agrietamiento de los metales debido a los efectos combinados de un esfuerzo de tracción continuo y corrosión. Mientras se están produciendo las grietas, la superficie del metal no aparenta que esté siendo atacada; pero mientras tanto, unas grietas finas progresan a través del interior del material de forma intergranular. La grieta suele ser perpendicular a la dirección del estrés aplicado. Los metales tienen una tensión umbral por debajo de la cual, las grietas por tensión no se producen. Este límite será distinto para cada metal, y tipos dentro de este metal. En aeronaves, las partes de acero y de aluminio de alta resistencia (como el tren de aterrizaje) son especialmente susceptibles a este tipo de grietas [1], [5] y [8].



Figura 2.21: Grieta debida a corrosión bajo tensiones. (Fuente: [1])

- **Peligros asociados:** Estas grietas pueden derivar en un tipo de fallo muy peligroso, puesto que puede ocurrir a niveles de tensión que están por debajo de la resistencia que supuestamente soporta el metal. Es difícil de detectar, ya que, normalmente, se propaga desde una picadura de corrosión hacia el interior. Ocurre sin aviso, y puede ser una grieta que se va formando a lo largo del tiempo o una que separa el metal en dos en un

instante. El ritmo al que se produce la grieta y el límite de tensión son muy difíciles de predecir mientras se está operando la aeronave.

- **Tensiones:** Las tensiones internas o residuales pueden estar producidas por soldaduras, trabajos en frío, procesos de conformado y tratamientos térmicos que se han realizado en la fabricación de una pieza. Estas se mantienen, a no ser que se utilicen técnicas de liberación de tensiones. De la misma forma, aparecen tensiones en algunas partes cuando se intenta encajar una pieza a presión o por compresión, o cuando piezas mal emparejadas son unidas con remaches o tornillos. Todas estas tensiones se añaden a aquellas causadas por las cargas aplicadas al utilizar normalmente la pieza.
- **Causas ambientales:** Se ha demostrado que algunos ambientes específicos están relacionados con la aparición de grietas de ciertas aleaciones. Las soluciones salinas, el agua marina, y el aire húmedo cargado de sal pueden causar la aparición de SCC (*Stress Corrosion Cracking*) en aleaciones de aluminio tratables térmicamente, aceros inoxidable, aceros de aleación baja y algunas aleaciones de titanio. Las aleaciones de magnesio pueden llegar a generar SCC en aire húmedo.
- **Prevención:** Este proceso se puede evitar colocando una barrera aislante entre el metal y el ambiente corrosivo, o aplicando recubrimientos protectores. Las operaciones de liberación de tensiones en la fabricación de las piezas ayudan a minimizar las tensiones internas del metal. El proceso de *shot peening* aumenta la resistencia a las SCC creando tensiones a compresión en la superficie. Cambiar el tratamiento térmico también puede incrementar la resistencia a SCC.

3.10-DEBILITAMIENTO POR ABSORCIÓN DE HIDRÓGENO:

Está causado por la penetración del hidrógeno dentro del metal y provoca una pérdida de ductilidad y de resistencia a la tracción. Aunque ocurre en operaciones de chapados, decapados, o soldaduras; también puede ser un resultado de corrosión. El hidrógeno producido como consecuencia del proceso de corrosión se disuelve fácilmente y se difunde dentro de la estructura cristalina del metal,

debilitando la estructura. Puede producir un fallo catastrófico repentino cuando la pieza no pueda soportar más los esfuerzos internos. Las aleaciones de alta resistencia son las más susceptibles a sufrir absorción por hidrógeno.

Es muy similar al SCC, y se distinguen por la interacción de una corriente eléctrica aplicada con la base del metal. Si la corriente hace el metal más anódico y el agrietamiento se acelera, estamos ante SCC. En cambio, si la corriente hace el metal más catódico (lo que acelera la generación de hidrógeno) estamos ante un caso de absorción de hidrógeno. Este segundo puede estar causado por muchos de los productos que se utilizan en el control de corrosión. Algunos decapantes de pintura, soluciones de revestimiento y compuestos de limpieza pueden provocar una reacción catódica en la superficie del metal. Solo los materiales y procesos autorizados pueden ser usados en los materiales que son susceptibles a la absorción de hidrógeno como aceros de baja aleación o alta resistencia [1].

3.11-CORROSIÓN POR FATIGA:

Es el agrietamiento de los metales debido a los efectos combinados de un esfuerzo cíclico y corrosión. No hay un metal que sea inmune a sufrir una reducción en su resistencia debido a un esfuerzo repetitivo si se encuentra en un ambiente corrosivo. Comienza dañando la superficie del metal con picaduras, creando un punto de nucleación. Después, se genera una grieta en la zona de la picadura debido al esfuerzo cíclico y, mientras se va formando, la zona que queda expuesta de metal al aire se corroe y genera productos de corrosión, lo que hace que la grieta se abra más. El ritmo de crecimiento está controlado por la concentración de tensiones en la sección transversal, las propiedades físicas del metal y la presencia de productos de corrosión en la superficie donde empiezan las grietas. La rotura de una parte de un metal debido a este tipo de grietas ocurre cuando la sección transversal restante no es capaz de soportar las cargas aplicadas. Las grietas por corrosión y fatiga normalmente están localizadas, por lo que el metal no es atacado en toda su superficie. La grieta es generalmente perpendicular al esfuerzo aplicado y avanza de manera transgranular. Aunque la apariencia externa y el inicio de las grietas por corrosión bajo tensión y las grietas por corrosión por fatiga sean similares, los métodos de propagación son distintos [1], [5] y [8].

- **Efecto en las propiedades del material:** Una alta resistencia a la tensión normalmente mejora las propiedades de un metal ante la fatiga, pero afecta negativamente a la resistencia de un material frente a la corrosión por fatiga. Una alta resistencia a la fractura es un mejor indicador de resistencia para este tipo de corrosión. El límite a la resistencia es el esfuerzo mínimo requerido para propagar una grieta por fatiga en una aleación ferrosa, aunque este tipo de aleaciones tienen un límite que es casi cero.
- **Prevención:** Es muy importante proteger todas las partes que están expuestas a esfuerzos cíclicos, aunque se encuentren en ambientes que no sean muy corrosivos. Igualmente es beneficioso el uso del *shot peening* como en el caso de grietas por corrosión bajo tensión. Las medidas preventivas incluyen reducir los esfuerzos en la pieza, usar inhibidores de corrosión o aplicar un revestimiento metálico u orgánico.

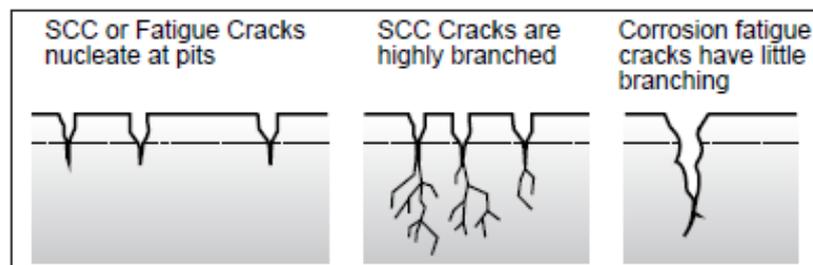


Figura 2.22: Comparación entre las grietas generadas por tensión y por fatiga.
(Fuente: [1])

3.12-CORROSIÓN POR FROTAMIENTO:

Ocurre en las áreas de contacto de los metales que están sometidas a cargas que sufren vibración repetitiva. El movimiento relativo necesario para que exista este tipo de corrosión es realmente pequeño (a veces tanto como 10^{-8} cm). Los productos del proceso incrementan el desgaste de la superficie, y este expone más de metal desnudo susceptible a ser corroído. El efecto global es mayor que si se producen individualmente procesos de desgaste y corrosión sumados. Tiene el aspecto general de una corrosión por desgaste o ludimiento donde trozos de metal son arrancados de una superficie con corrosión, o de picaduras desgastadas. Puede

generar una pérdida de resistencia a fatiga, desgaste superficial y fallos en contactos eléctricos [1] y [8].

- **Causas:** Aunque pueda ocurrir en cualquier metal, las aleaciones de aluminio, acero inoxidable y titanio son las más susceptibles a sufrirla. Estos metales dependen de una película superficial de óxido para evitar que se produzca más corrosión. Por culpa de movimientos rápidos de rozamiento en la superficie, se puede eliminar la capa externa de óxidos y provocar un proceso mucho más rápido. En este caso, la humedad no es un factor que provoque un aumento de la corrosión, sino que frena la reacción. Normalmente la encontramos en articulaciones estáticas muy cargadas y que están sometidas a vibraciones. Los contactos eléctricos también pueden experimentar corrosión por frotamiento como resultado de los ciclos térmicos y de la diferencia en los coeficientes de expansión térmica de los metales en contacto.
- **Prevención:** Los medios prácticos para reducir la corrosión por frotamiento incluyen reducir la cantidad de movimiento relativo en la superficie, añadiendo un lubricante para disminuir el rozamiento y también la entrada de oxígeno, incrementando la dureza superficial de la zona y la dureza total de los dos metales que están en contacto.



Figura 2.23: Corrosión por rozamiento.

3.13-CORROSIÓN A ALTAS TEMPERATURAS:

La corrosión en ausencia de agua puede ocurrir a altas temperaturas, como aquellas encontradas en la cámara de combustión de un motor, las turbinas, y los postquemadores. Cuando hay la suficiente temperatura, los metales reaccionan directamente con los gases que se encuentran en el entorno, produciendo óxidos superficiales. Los contaminantes, como cloruros y sulfatos, pueden acelerar las reacciones de corrosión a altas temperaturas reduciendo el punto de fusión del óxido metálico y fomentando su vaporización. Los recubrimientos cerámicos que aguantan altas temperaturas son una forma de reducir este tipo de corrosión, pero normalmente solo son aplicados por el fabricante, ya que se necesita un equipamiento muy especializado para la aplicación [1] y [8].

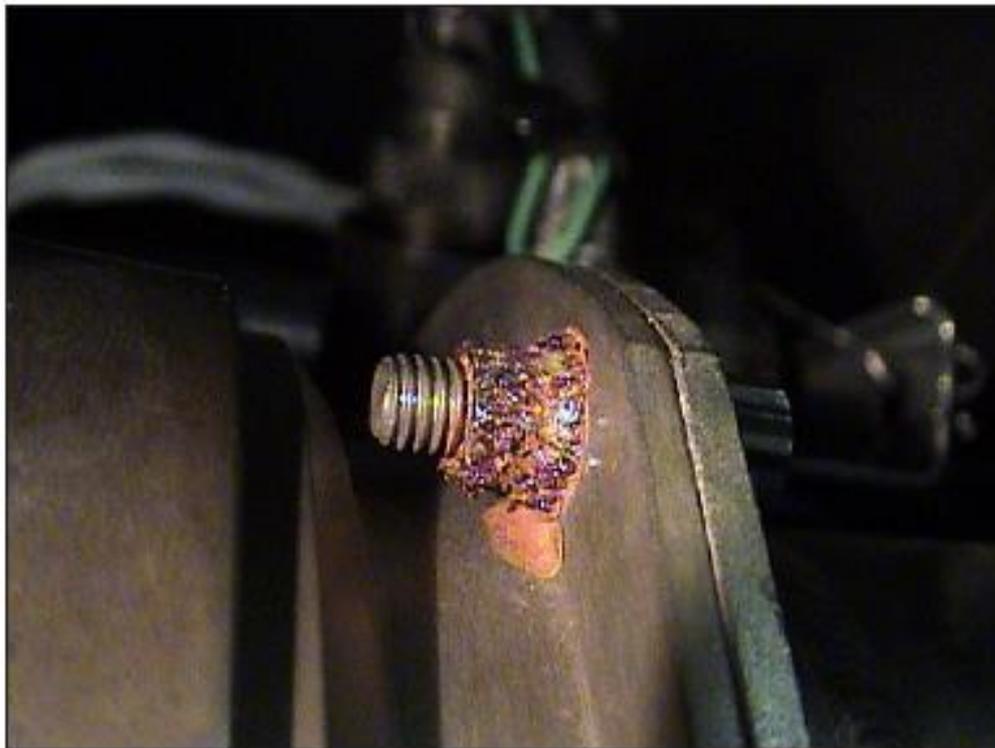


Figura 2.24: Corrosión debido a altas temperaturas. (Fuente: [1])

4. EFECTOS DE LA ATMÓSFERA EN LA CORROSIÓN:

En la corrosión contribuyen tanto el ambiente donde opera la aeronave como donde se realizan las labores de mantenimiento. A continuación, se van a exponer distintas condiciones que influyen y de qué manera lo hacen:

4.1- HUMEDAD:

Está presente en el aire en forma de gas (vapor de agua) o como unas gotas finas de agua (niebla). Habitualmente, contiene contaminantes como cloruros, sulfatos y nitratos que incrementan sus efectos corrosivos. La humedad penetra en todas las áreas de una aeronave donde pueda entrar el aire. Las zonas cerradas que no están selladas, al ser distinta la presión en el interior y en el exterior, permiten que exista un flujo de aire. Estos gradientes de presiones se producen cuando el avión cambia la altitud, la presión atmosférica o la temperatura del aire en el interior del área cerrada.

La humedad se condensará cuando el aire tenga una temperatura demasiado fría como para mantener todo el contenido de vapor de agua. El rocío que se encuentra en una aeronave después de una noche fría es resultado de la condensación. Normalmente, la humedad condensada se vuelve a evaporar cuando el aire se va calentando; pero deja contaminantes, incluyendo depósitos de sal en la superficie de la aeronave. Teniendo en cuenta esto, se puede decir que la formación de electrolitos es un resultado de la condensación de la humedad. De la misma forma se puede afirmar que como los no metales absorben humedad, afecta a la estabilidad dimensional y eléctrica y varía su resistencia. [1] [9]

4.2- ATMÓSFERA SALINA:

La sal forma un electrolito muy fuerte cuando se disuelve en agua, debido a su contenido de cloros que produce una corrosión rápida de las superficies de metal al aire. La fuente principal de sal es el océano, que está formado entre un 3,5 y un 3,9% de sal. Los vientos marinos normales llevan entre 10 y 100 libras de sal marina por milla cúbica de aire. Como la sal disuelta en agua forma un electrolito muy fuerte, se puede entender por qué la corrosión es un problema tan grave en sitios costeros y en portaviones. [8]

4.3- OZONO:

Es una forma activa particular del oxígeno, que se forma de manera natural en tormentas, por arcos en dispositivos electrónicos, y por reacciones fotoquímicas en nieblas. Cuando las disoluciones que actúan como electrolitos, y que están en contacto con el metal absorben ozono, se incrementa el ritmo de la corrosión y además se oxidan muchos materiales no metálicos, siendo muy peligroso para ciertos tipos de elastómeros y de goma sintética. [1]

4.4- RADIACIÓN SOLAR:

Los dos rangos de radiación solar más dañinos para los materiales son el ultravioleta (el que causa las quemaduras solares) y el infrarrojo (el que causa que el sol caliente). En la tierra, la radiación solar máxima ocurre en los trópicos y en las regiones ecuatoriales, pero el mayor daño se produce en las zonas templadas como resultado del calentamiento solar, los efectos fotoquímicos, y la combinación de los dos fenómenos. Los no metales, especialmente los materiales orgánicos y sintéticos sufren mucho en su exposición a la radiación solar. Después de un periodo largo de tiempo de exposición, los plásticos se oscurecen y las pinturas pierden sus propiedades protectoras. Muchos equipos electrónicos se meten en compartimentos cerrados para protegerlos de la radiación solar. Es importante tener mucho cuidado con la selección y el tratamiento superficial de algunas partes que están expuestas al exterior. [8]

4.5- TEMPERATURA:

Las altas temperaturas pueden afectar de manera positiva o negativa al rendimiento de los equipos, dependiendo de las condiciones. La corrosión y otros procesos dañinos como la descomposición ven favorecido su desarrollo a medida que aumenta la temperatura (a excepción de la mayoría de los hongos, no crecen por encima de los 40°C), aunque incrementos moderados de temperatura también previenen la aparición de condensación. Las temperaturas bajas no afectan a la corrosión, excepto que, cuando la temperatura cae, la humedad relativa aumenta. El mayor problema cuando hay temperaturas extremadamente bajas (como en las regiones polares), es que las juntas y los anillos de estanqueidad disminuyen su

tamaño, lo que genera fugas y que se debiliten los materiales orgánicos. Si las temperaturas varían lo suficiente, la humedad se puede condensar para formar agua líquida en los equipos, y cuando esto sucede, si va seguido de un enfriamiento que haga que la humedad se congele y se expanda, puede causar daño estructural. [1]

4.6- ARENA, SUCIEDAD Y CENIZAS VOLCÁNICAS:

Algunos de los elementos menos conocidos en cuanto a su contribución a la corrosión, son la arena, el polvo y la ceniza volcánica. Suelen contener productos con alquitrán, cenizas y hollín, que son higroscópicos y, cuando están presentes en una parte interna o externa de una aeronave o de algún componente electrónico, pueden absorber y retener la humedad. Esto proporciona tanto un electrolito para la corrosión, como las condiciones para que crezcan hongos. También puede afectar a los circuitos eléctricos, o causar un funcionamiento erróneo de los instrumentos de medida. Incluso en pequeñas cantidades que sean difíciles de detectar por el personal de mantenimiento, estos elementos pueden iniciar o acelerar la corrosión.

La **arena y el polvo** suponen un problema grave en zonas desérticas, ya que el viento los transporta muy fácilmente. En tormentas de arena, pueden penetrar en partes selladas del equipo de la aeronave, y en zonas internas del fuselaje. Cuando estas partículas se encuentran con superficies que se están moviendo o que vibran, tienen un efecto abrasivo que elimina los recubrimientos protectores, y deja el metal expuesto al aire. Por otro lado, en la atmósfera también podemos encontrar **cenizas de madera** después de que se hayan producido incendios. Contienen cloruros, carbonos y sulfatos que, en presencia de humedad, son muy corrosivos, ya que pueden absorberla y mantenerla, creando un electrolito, o las condiciones necesarias para el crecimiento de moho. En cambio, las **cenizas volcánicas** están formadas por pequeñas piezas irregulares de roca, minerales y vidrios volcánicos. Son extremadamente abrasivas, pero no tienen una capacidad corrosiva muy grande. Conducen la electricidad cuando están mojadas, por lo que pueden mejorar la conductividad del electrolito y acelerar los procesos corrosivos. [1]

Capítulo 3 : Procedimientos generales en la lucha contra la corrosión en aeronaves

Los materiales utilizados en la construcción de las aeronaves también contribuyen a la corrosión. Los aceros de alta resistencia utilizados en el tren de aterrizaje son muy sensibles a las picaduras y a las grietas por corrosión bajo tensiones, que pueden derivar en un fallo repentino de la estructura. Las aleaciones de aluminio son susceptibles a la exfoliación y a la corrosión intergranular, y se encuentran frecuentemente en el fuselaje del ala y en otras estructuras que soportan mucha carga. Se utiliza incluso el magnesio, uno de los metales más susceptibles a la corrosión, para los marcos de las ventanas de la cabina de los aviones y cajas de engranajes. También hay que tener en cuenta que las aeronaves envejecen y que existe una necesidad de cumplir las regulaciones medioambientales, que son cada vez más estrictas. Todos estos factores se combinan para hacer que, el control y la prevención de la corrosión, sea un factor muy importante en la operación segura y económica de una aeronave [10].

De esta forma, la posibilidad de que se produzca un accidente en vuelo, o el tiempo que se requiere para reparar un daño por corrosión, hacen necesario un programa de control y prevención de la corrosión (PCPC-CPCP). Las aeronaves que están expuestas a un ambiente salino, polución, operaciones marinas, etc. deben tener un programa más estricto que los de las aeronaves que solo operan en tierra. Para prevenir un daño por corrosión se debe efectuar un ciclo continuo de lavado, inspección, preservado y lubricado. Además, la detección temprana y un saneado inmediato de un daño por corrosión evitará que se produzca una extensión de los daños [9].

Con estos programas se pretende minimizar los efectos de la corrosión y su severidad, y permitir que el equipo llegue a su tiempo de vida máximo. Los dos factores más importantes en la prevención y control de la corrosión, y los únicos que se pueden efectuar por el personal encargado del mantenimiento cuando la aeronave está operativa, son los siguientes [1]:

- **Retirar el electrolito:** Como la extensión de la corrosión depende de la cantidad de tiempo que el electrolito está en contacto con los metales, la corrosión de la aeronave se puede minimizar lavándola a menudo. Si se utilizan limpiadores no corrosivos, cuanto más a menudo se lave una superficie que se encuentra operando en un ambiente corrosivo, menos posibilidades hay de que sufra un ataque corrosivo.
- **Aplicación de protecciones:** Manteniendo en buenas condiciones los tratamientos químicos y los acabados de pintura, la corrosión se puede minimizar.

En el siguiente esquema podemos observar los procedimientos a seguir para implantar un programa de control y prevención de la corrosión efectivo:

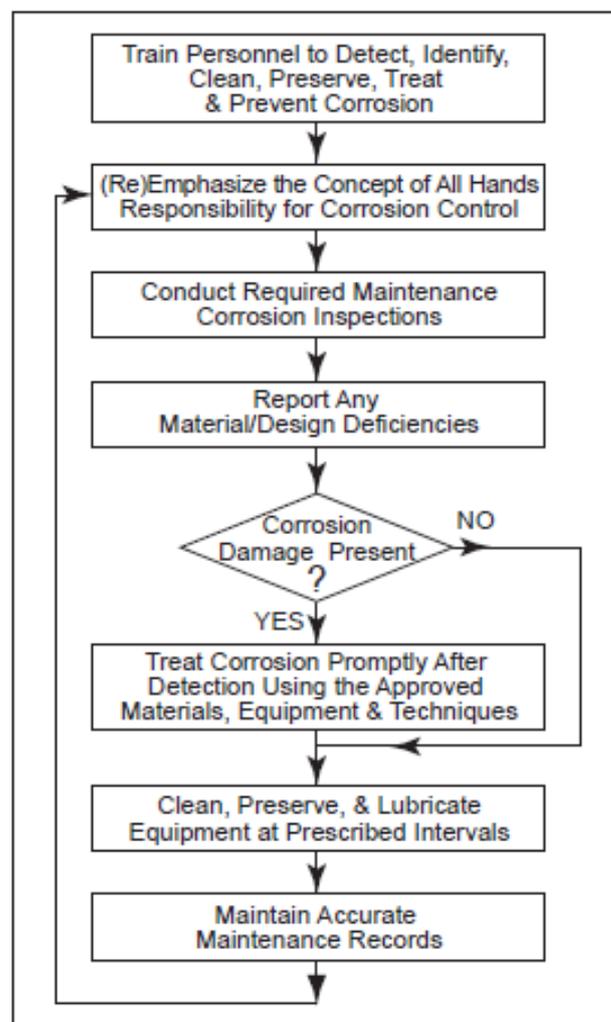


Figura 3.1: Diagrama de flujo general en un programa de control y prevención de corrosión. (Fuente: [10])

Un programa bien elaborado incluye [11] y [12]:

- Lavados de la aeronave regulares como especifican las directivas del fabricante.
- Uso de agua limpia con bajo nivel de cloros para el lavado y el enjuagado. El nivel de cloros debe ser menor de 400 partes por millón, aproximadamente el mismo límite que en el caso del agua potable.
- Limpiar regularmente con un fluido compatible o con un lubricante todas las partes expuestas sin pintar, como los montantes del tren de aterrizaje, y los actuadores de los cilindros hidráulicos.
- Puntos de drenaje desatascados.
- Inspección, eliminación y aplicación de los productos de control de la corrosión (CPCs) de manera regular.
- Detección temprana y reparación de capas protectoras dañadas.
- Utilización de cajas acolchadas y protecciones para guardar o apoyar partes del avión y del equipo durante las operaciones de mantenimiento, y para evitar arañazos y abrasiones resultantes de apoyar partes, herramientas, o cajas de herramientas en alas, fuselaje u otras superficies del avión.

A continuación, vamos a detallar en más profundidad cada tarea:

1. LAVADO Y LUBRICACIÓN:

La limpieza es el primer paso en la prevención de la corrosión y el desgaste en la aeronave. La suciedad, los depósitos de sal que deja el aire y otros contaminantes pueden tener un impacto negativo en el rendimiento de los sistemas de la aeronave. Una limpieza efectiva requiere de conocimiento acerca de los materiales apropiados y de los métodos necesarios para eliminar estos contaminantes.

Las aeronaves se deben limpiar regularmente por las siguientes razones [10]:

- Prevenir la corrosión eliminando los depósitos de sal y otros productos corrosivos y electrolitos.
- Mantener la visibilidad a través de ventanas y cúpulas.
- Permitir inspecciones de la superficie buscando corrosión y daños por corrosión.

- Mantener la eficiencia del motor de turbina.
- Reducir los peligros de incendio, eliminando las acumulaciones de fluidos que gotean.
- Mejorar la apariencia general.
- Asegurar la eficiencia aerodinámica de la aeronave.
- Mantener las características especiales de pintura.

1.1- FRECUENCIA DE LAVADO:

Todas las aeronaves tienen que ser lavadas de acuerdo con el calendario que proporciona el fabricante en el manual. En caso de que no se dé ninguna indicación, las aeronaves se deberán lavar cada 7 días si es una aeronave embarcada, o cada 14 si se encuentra en tierra. Cuando se dan unas ciertas circunstancias, dependiendo del uso de la aeronave y del tipo que sea, puede que esta frecuencia de lavado no sea suficiente [9] y [10]. En los siguientes casos se necesitará una frecuencia de lavado mayor:

- Se acumulen excesivamente gases de salida en zonas con un impacto.
- La pintura se esté pelando, se debilite o se descascare.
- Se produzca una fuga de refrigerante, fluido hidráulico, o aceite.
- Ocurra una exposición a sal, agua marina, u otros productos corrosivos.

Cuando un avión opere a tres millas del mar, o cuando vuele por debajo de los 3000 pies sobre agua marina, se requerirá un lavado o aclarado de las zonas expuestas o sin pintar todos los días después de operar. Un aclarado óptimo durante el rodaje está recomendado para eliminar el exceso de sal y los depósitos pequeños cuando se opera cerca del mar [10]. El aclarado no satisface las necesidades de lavado de la aeronave, solo elimina la materia soluble de las superficies exteriores.

Será necesario un **lavado inmediato** de las áreas afectadas cuando se de alguno de los siguientes sucesos:

- Se derrame electrolito o se encuentren depósitos corrosivos cerca de los polos de las baterías o de las áreas que las contienen.
- La aeronave haya sido expuesta a productos corrosivos de extinción de incendios.

- Sea evidente la presencia de depósitos de sal, u otros componentes corrosivos.
- La aeronave haya estado expuesta a muchas cantidades de agua salada.
- Sea evidente el crecimiento de hongos.
- Se detecten contaminantes químicos, radiológicos o biológicos.

1.2- CALIDAD DEL AGUA:

La limpieza del agua puede afectar a las operaciones de limpieza de la aeronave. Los cloruros y el pH influyen mucho en la corrosión. En la siguiente tabla podemos ver unos límites que hay que tener en cuenta para el agua con el que se lavan las aeronaves. Los valores son similares a los del agua potable. Será necesaria una desinfección adecuada para evitar el crecimiento de microorganismos en el agua [10].

Tabla 3.1: Límites para la calidad del agua. (Fuente: [10])

Parameter	Limits
Chlorides	400 mg/l max
pH	6.5-8.5
Total Dissolved Solids (TDS)	500 mg/l max
Total Suspended Solids (TSS)	5 mg/l max
Hardness (CaCO ₃)	120 mg/l max
Biological Oxygen Demand (BOD)	5 mg/l max
Total Petroleum Hydrocarbon (TPH)	10 mg/l max
Langlier Saturation Index (LSI)	-0.5 to +0.5

1.3- PROCEDIMIENTO DE LIMPIEZA:

Las acciones a tomar en la limpieza de una aeronave son las siguientes [9], [11], [12]:

- **Preparación del avión:** Lo primero, es poner el avión en condiciones de seguridad para el mantenimiento, según las correspondientes instrucciones del manual de mantenimiento de la aeronave. Es importante asegurarse de que el avión está conectado a tierra, los blocajes en tierra del tren de aterrizaje puestos, y que los dispositivos restantes de seguridad de los sistemas están instalados. A continuación, se deben colocar las tapas adecuadas en las aperturas u orificios del fuselaje:
 - o Góndolas: Entradas de aire NACA (para prevenir que el agua entre en contacto con el área de generación de corriente alterna ya que le podría causar daños), entradas de aire y salidas de gases.
 - o Fuselaje: Por ejemplo, tomas estáticas de los tubos Pitot y la toma de aire de refrigeración. Esto evita que entren y se acumulen el agua y los productos de limpieza.

También es importante poner las fundas a las tomas dinámicas de los tubos Pitot, cerrar y asegurar todas las cúpulas, góndolas y paneles de acceso. Para evitar que los agentes de limpieza utilizados entren en zonas en las que no deben, hay que taparlas con cinta. Todos los componentes eléctricos y mecánicos (especialmente las piezas lubricadas al descubierto) han de ser protegidos cerrando las correspondientes trampillas o cubiertas, o cubriéndolas con papel de enmascarar o algún método equivalente. Para evitar daños en los recubrimientos superficiales durante las operaciones de limpieza, hay que utilizar calzado de goma cuando sea necesario pisar superficies del avión, e ir desprovisto de anillos, pulseras y relojes cuando se vaya a limpiar o reparar el parabrisas o la cúpula. Se colocará una protección de película de polietileno sobre las superficies transparentes y se fijarán con una cinta de tela. Por último, hay que poner las fundas de las ruedas o protegerlas con una película de polietileno que cubra también los frenos, asegurándola con una cinta resistente al agua, y dejándola caer hasta el suelo. Hay que evitar lavar las superficies de caucho como los neumáticos y superficies antihielo con disolventes de base petrolífera, ya que estos causan la alteración y envejecimiento de la goma.

- **Lavado de aeronaves (limpieza de la superficie exterior):** El primer paso es asegurarse de que dispone de agua dulce a baja presión y en chorro

difuso a cantidades suficientes. Deberá disponerse de todos los equipos y accesorios necesarios para la limpieza (cepillos, paños, escaleras, pulverizantes, plataformas...). El agente de limpieza recomendado para la limpieza exterior es el desengrasante Z-23.204, que es un detergente alcalino de utilización en frío para la limpieza por emulsión. La forma de preparar la solución es la siguiente:

- Para fuselaje posterior y áreas de gases de escape: Mezcla de limpiador y agua al 50%. Para zonas de suciedad resistente se puede emplear el líquido limpiador sin diluir.
- Para otras superficies pintadas y sin pintar: Mezcla de entre 3 y 7 partes de agua por cada parte en volumen del líquido limpiador dependiendo del grado de suciedad acumulada.



Figura 3.2: Aeronave durante un proceso de lavado.

La mezcla se aplica con una pistola pulverizadora a baja presión, o empleando un cepillo de cerdas suaves, una esponja, o un paño exento de pelusa. Se comienza la limpieza por las superficies inferiores del avión y se continúa gradualmente en sentido ascendente, desde el centro hacia los extremos. Durante el lavado hay que remover la mezcla de vez en cuando

con una brocha no metálica ya que no debe permitirse que el compuesto se seque sobre la superficie del avión. Se aclara con abundante agua repetidamente de forma inversa al lavado (desde las partes superiores a las inferiores). Es importante accionar los flaps y los mandos de vuelo para asegurarse que las zonas de difícil acceso se hayan lavado y aclarado completamente. El tren de aterrizaje puede requerir una limpieza por chorro de vapor, si se dispone del mismo. Para su aplicación se deben seguir cuidadosamente las instrucciones relativas al empleo del producto alcalino de limpieza. Al terminar la operación de lavado, hay que pasar un paño limpio sin pelusas por las zonas mojadas para secarlas completamente. Se debe tener especial cuidado con no arañar las superficies del avión. Una vez secadas las superficies, se podrá proceder al abrillantado a discreción del operador.

- **Enjuague o aclarado de aeronaves (limpieza de la superficie exterior):** Para esta labor, es completamente necesario disponer de una instalación de suministro de agua desionizada o en su defecto agua dulce a baja presión en cantidad suficiente, equipos y accesorios necesarios para la limpieza (plataforma, cepillos, instalación de suministro de aire a presión, pulverizadores, etc.), y personal suficientemente adiestrado para efectuar la operación. Los aviones que estén estacionados en zonas situadas dentro del radio de 2 km (1,25 millas), o que operen a baja altura (a menos de 1 km o 3000 pies) en zonas marítimas requerirán que se realicen enjuagues periódicos según se establezca en sus programas de mantenimiento. Una vez realizado con abundante agua desionizada o en su defecto agua dulce, se hará inmediatamente la operación de secado con aire a presión.
- **Limpieza alcalina de superficies:** Para piezas desmontadas. Primero hay que preparar el compuesto de limpieza según lo siguiente:
 - o Zonas con suciedad ligera: mezcla de una parte de agente de limpieza en 10 partes de agua.
 - o Zonas con suciedad entre moderada y grave: mezcla de una parte de agente de limpieza en 3 a 5 partes de agua.

Se aplicará la mezcla con cepillos de cerdas suaves y paños limpios de algodón que no desprendan hilachas o esponjas.

- **Limpieza con disolventes:** Las piezas o zonas muy grasientas o con suciedad muy resistente en la zona de escape del motor, tren de aterrizaje, compartimientos de las ruedas y cuna del motor donde el método anteriormente descrito no es eficaz, pueden limpiarse usando disolventes de limpieza en seco. Importante tapar todas las zonas que requieran protección frente a los disolventes y aquellas aperturas u orificios por donde pueda penetrar el disolvente en el interior del avión o del equipo.
- **Limpieza de piezas individuales por inmersión, pulverizado, o vapor:** Se emplea cuando la contaminación superficial por grasas y aceites es muy grave, como operación preliminar a la limpieza alcalina.
- **Limpieza de encolados o polimerizados:** La limpieza de la superficie de estos materiales debe realizarse con agua jabonosa o una solución detergente si la suciedad es moderada. La aplicación se realizará mediante una esponja blanda y una gamuza exenta de pelusa. Las zonas sucias de radomes se limpian con una goma de borrar blanda, y en caso de que la mancha no desaparezca, se puede frotar suavemente con un paño limpio humedecido con el producto de limpieza Z-23.103 Nafta Alifática. Para casos de suciedad resistente, si se conoce la composición del material puede realizarse una limpieza manual con disolventes.
- **Lubricación posterior a la limpieza:** La lubricación es muy importante ya que tiene una función doble. No solo se encarga de evitar el desgaste entre dos piezas que se mueven, sino que también llena espacios de aire, desplaza el agua, y forma una barrera con el medio corrosivo. La limpieza puede eliminar las protecciones temporales o la lubricación de diversos puntos de las superficies exteriores del avión, por lo que será necesario realizar una inspección después de la limpieza y reponer la lubricación donde sea necesario. El proceso de lubricación posterior a la limpieza es el siguiente:
 - Inspeccionar especialmente todos los herrajes y bisagras de trampas y paneles de acceso eliminando cualquier resto de agua y materiales de limpieza o cualquier materia extraña.
 - Aplicar un compuesto anticorrosivo a los herrajes y bisagras.

- Los puntos de amarre exteriores de las alas deben limpiarse y se debe reponer la lubricación una vez finalizadas las operaciones de limpieza.
- Reponer el lubricante de película sólida de secado al aire.

Es importante aplicar el compuesto anticorrosivo en áreas bien ventiladas y evitar el contacto con la piel. Cuando se aplique en espacios cerrados hay que utilizar protección respiratoria.

2. INSPECCIONES Y ZONAS PROPENSAS A LA CORROSIÓN:

Las inspecciones frecuentes de corrosión son esenciales para el programa de control de corrosión general. Las pérdidas económicas resultantes de la corrosión pueden minimizarse con una detección, identificación y tratamiento tempranos. Sin estas inspecciones sistemáticas regulares, la corrosión dañaría severamente los equipos del avión. La frecuencia mínima y las exenciones de estas inspecciones están establecidas en los manuales de cada avión, y además, durante las labores de mantenimiento tanto programadas como no programadas en la aeronave y en el equipo, hay que hacer una inspección visual en busca de corrosión tanto en la zona afectada como en la zona de alrededor. También podrán ser necesarias inspecciones adicionales en las áreas que son particularmente propensas a generar corrosión. [10]

Una **inspección general** del equipo del avión o de los componentes se realiza de la siguiente manera. Lo primero es limpiar la zona a fondo como se ha explicado anteriormente o con un trapo limpio con un disolvente permitido en las zonas sensibles al agua. Si se sospecha que puede haber corrosión, hay examinar la zona con una lente de aumento 10 X y una linterna. Es importante examinar los extremos de los paneles del fuselaje, cabezas de remaches, y las zonas que son más propensas a la corrosión. Si hay ampollas, burbujas, u otras irregularidades en el recubrimiento, hay que intentar quitar la pintura con una herramienta afilada de plástico. Si no se quita fácilmente, y no se sospecha que pueda haber corrosión, la irregularidad probablemente sea solo en la película de pintura, y no hará falta adoptar medidas adicionales. Cuando se sospeche que hay corrosión y no haya irregularidades en la pintura, hay poner una tira de cinta adhesiva en la

zona donde se sospeche que está el defecto tras haberla limpiado y secado. Tras pasar la mano varias veces para asegurar una buena adhesión de la cinta, tirar para arrancarla abruptamente. Donde se haya levantado la pintura, hay que inspeccionar y determinar el nivel de gravedad de la corrosión. Por último, se quita la corrosión, y se trata la superficie y se vuelve a pintar.

En el caso de que se encuentre un daño en una inspección general, se sospeche que exista un problema de corrosión grave o extensa en una zona, o que lo mande el manual del fabricante, se deberá realizar una **inspección detallada**. En este caso, las piezas deberán ser inspeccionadas muy cuidadosamente en busca de corrosión utilizando los métodos que describiremos a continuación.

2.1- MÉTODOS DE INSPECCIÓN:

Existen diversos métodos para detectar la corrosión. En la siguiente tabla podemos observar los distintos tipos de métodos que hay, y los tipos de corrosión para los que son más efectivos [13] [14]:

Tabla 3.2: Métodos de inspección de corrosión. (Fuente: [10])

Equipment	Corrosion Type Detected or Evaluated (See Type Below)
Borescope	1, 2, 4, 5, 10
Depth Gage	1, 4, 5
Optical Depth Micrometer	1, 2, 4, 5, 6, 7, 9
Fluorescent Penetrant	3, 4, 5, 7, 8
Eddy Current	1, 3, 4, 5, 7, 8
Ultrasonic	1, 3, 4, 7, 8
Radiography (can detect thickness loss of 2% or more)	1, 5
Type of Corrosion:	
1 Uniform surface corrosion	
2 Galvanic or dissimilar metal corrosion	
3 Intergranular attack (general)	
4 Intergranular attack (exfoliation)	
5 Pitting	
6 Fretting corrosion	
7 Stress corrosion cracking	
8 Corrosion fatigue	
9 Filiform corrosion	
10 Hot corrosion	

2.1.1- INSPECCIÓN VISUAL:

Es el método más utilizado para detectar y evaluar la corrosión, y es muy efectivo en la detección de corrosión superficial, por exfoliación, picaduras e intergranular. Para esto es necesario tener un conocimiento muy profundo sobre que buscar y donde mirar. En la siguiente tabla podemos observar los tipos de corrosión que se dan en varios tipos de metales, y los productos de corrosión que generan.

Tabla 3.3: Efectos de la corrosión en los distintos metales. (Fuente: [1])

ALLOYS	TYPE OF ATTACK TO WHICH ALLOY IS SUSCEPTIBLE	APPEARANCE OF CORROSION PRODUCT
Aluminum Alloy	Surface pitting, intergranular, exfoliation, stress corrosion and fatigue cracking, and fretting	White to gray powder
Magnesium Alloy	Highly susceptible to pitting	White, powdery, snowlike mounds, and white spots on surface
Carbon & Low Alloy Steel (4000-8000 series)	Surface oxidation and pitting; surface and intergranular corrosion	Reddish-brown oxide (rust)
Stainless Steels (300-400 series)	Crevice corrosion; some pitting in marine environments; corrosion cracking; intergranular corrosion (300 series); surface corrosion (400 series)	Rough surface; sometimes a red, brown, or black stain
Titanium Alloy	Highly corrosion resistant; extended or repeated contact with chlorinated solvents may result in degradation of the metal's structural properties. Cadmium plated tools can cause embrittlement.	No visible corrosion products at low temperature. Colored surface oxides develop above 700° F (370° C)
Cadmium (used as a protective plating for steel)	Uniform surface corrosion	From white powdery deposit to brown or black mottling of the surface.
Chromium (plate)	Pitting (promotes rusting of steel where pits occur in plate)	No visible corrosion products; blistering of plating due to rusting and lifting
Nickel-base Alloy (Inconel, Monel)	Generally has good corrosion resistant qualities; susceptible to pitting in sea water	Green powdery deposit
Electroless Nickel (used as a plating)	Pitting and flaking of surface plating	Nickel does not corrode, but promotes corrosion of aluminum base metal where pits occur in the plating
Copper-base Alloy, Brass, Bronze	Surface and intergranular corrosion	Blue or blue-green powdery deposit
Silver	Will tarnish in presence of sulfur	Brown to black film
Gold	Highly corrosion resistant	Deposits cause darkening of reflective surfaces
Tin	Subject to whisker growth	Whisker-like deposits

Las herramientas necesarias para esta inspección son una linterna, una lupa de 10X, una espátula de plástico, un boroscopio, un indicador de profundidad, y un micrómetro de profundidad óptico [15].

2.1.2- INSPECCIÓN VISUAL CON UN BORÓSCOPO:

Es un instrumento con una luz pequeña de mucha intensidad que puede ser utilizado para inspeccionar superficies interiores (como conductos, tuberías, etc.) que no son accesibles por ningún otro método. Hay muchos tipos, como el boroscopio flexible, rígido, micro, de video, y fibroscópios. Se puede introducir la cabeza del boroscopio en cualquier cavidad que tenga una apertura lo suficientemente grande. Con la iluminación, inspeccionar visualmente en busca de defectos, como daños en la capa de pintura, y corrosión [15].

2.1.3- INDICADOR DE PROFUNDIDAD:

Es una herramienta que se utiliza para medir la profundidad de las picaduras por corrosión, y para medir el alcance de la corrosión y la cantidad de metal que ha sido quitada en una reparación en las zonas que han sido retocadas. Es importante ser cuidadoso ya que, en materiales de chapa fina, las ondulaciones presentes pueden afectar a la lectura del instrumento dando lecturas falsas. Se necesitarán varias medidas, o improvisar otro método para determinar la profundidad del daño por corrosión. Este instrumento no es adecuado para determinar la profundidad de una grieta por corrosión debido al tamaño de la aguja.

Para utilizar este instrumento, se tienen que tomar varias medidas de la zona afectada y se escogerá la medida más profunda. Donde haya varias zonas afectadas en la misma pieza, se tendrá que hacer un esquema mostrando la profundidad y la localización de los defectos. Se utilizará en evaluaciones posteriores junto al manual de la aeronave, o se entregará a un ingeniero en caso de que sea necesaria su asistencia. La base del instrumento deberá estar en una superficie plana en un área que no está dañada, a ambos lados de la que si lo está. Si las picaduras o las zonas retocadas están dentro de las tolerancias que marca el manual, las picaduras podrán ser limpiadas y las áreas retocadas necesitarán que se les vuelva a aplicar la capa protectora. En cambio, si las dimensiones de las piezas no están dentro de los límites contemplados en los manuales, la pieza tendrá que ser reemplazada o arreglada (en caso de que se pueda) [15].

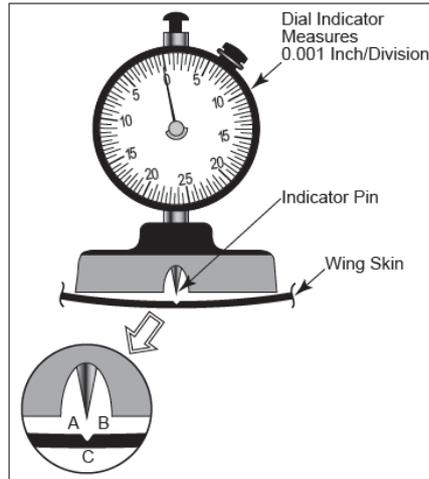


Figura 3.3: Indicador de profundidad. (Fuente: [10])

2.1.4- MICRÓMETRO DE PROFUNDIDAD ÓPTICO:

Esta herramienta mide la profundidad de arañazos, grietas, picaduras, y la altura de protuberancias. El micrómetro se coloca primero en la zona más alta de la superficie y se toma una medida. A continuación, se toma otra en el punto más bajo y se calcula la diferencia entre las dos. Esta será la distancia entre las dos superficies y, por lo tanto, el tamaño del daño por corrosión. Los micrómetros ópticos pueden tener lentes con un poder de aumento de 100 y 200, lentes de retícula y alumbrado adicional [15].

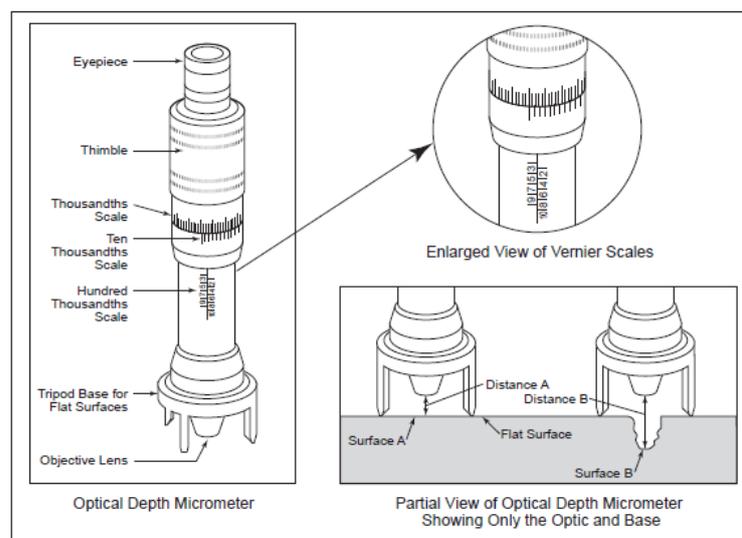


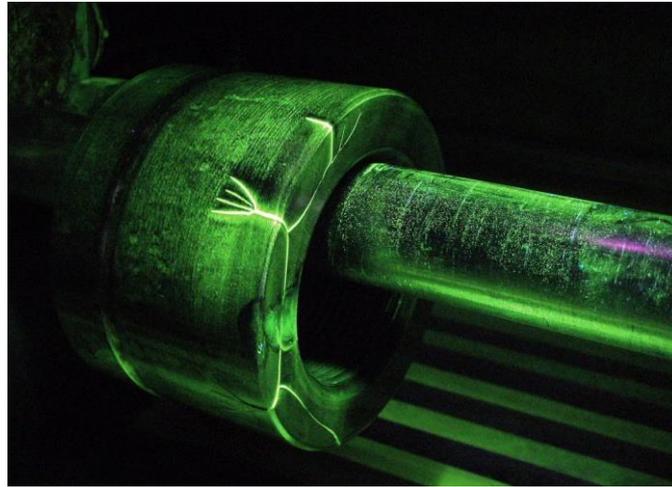
Figura 3.4: Micrómetro de profundidad óptico. (Fuente: [10])

2.1.5- LÍQUIDOS PENETRANTES:

Se limpia la pieza y luego se trata con un líquido penetrante fluorescente que es capaz de entrar en grietas y defectos superficiales. Después de retirar el líquido penetrante de la superficie, se aplica un revelador (un polvo soluble en agua) que absorbe el líquido que está atrapado en las grietas. Alumbrando la pieza con luz ultravioleta, el líquido penetrante absorbido por el revelador se ve directamente sobre las grietas. Este método se utiliza para detectar defectos por fatiga y casos especiales de corrosión intergranular. Esta última ataca los límites de grano del metal formando grietas finas. En etapas tempranas del proceso corrosivo, las grietas solo se ven con una lente de aumento 10X o mayor (cuando se utilizan estas lentes, no hace falta utilizar revelador). Este método tiene una serie de limitaciones, que son las siguientes:

- **Localización del defecto:** la inspección por líquidos penetrantes se puede aplicar en cualquier superficie sólida no porosa que tenga un defecto abierto a la superficie exterior. Para detectar defectos subsuperficiales se tiene que utilizar otro método.
- **Aperturas del defecto obstaculizadas:** para que este método detecte una imperfección, es necesario que el líquido pueda entrar y salir de la apertura del defecto. Cualquier factor que interfiera en la entrada o en la salida, afectará a la efectividad del método (un ejemplo es cualquier recubrimiento orgánico de la superficie, como pintura, aceite, grasa, resina, etc.). Será necesario aplicar otro método si el recubrimiento orgánico no se puede eliminar.
- **Superficies porosas:** esta inspección no es práctica en materiales porosos que están conectados con la porosidad subsuperficial. El líquido entra por los poros del material y se difunde a través de ellos. Esto hace que se llene todo de líquido fluorescente y no se pueda distinguir si hay una grieta o no. Además, puede ser imposible retirar todo el líquido después.
- **Desgaste del metal:** Las operaciones mecánicas para eliminar la corrosión eliminan o reducen la apertura superficial de cualquier discontinuidad existente. Esto también ocurre cuando la pieza está en uso, cuando dos superficies que no están bien lubricadas se rozan la una con la otra. Una

inspección por líquidos penetrantes no mostrará de manera eficaz las discontinuidades después de una operación mecánica o después de que exista desgaste por uso [16].



*Figura 3.5: Pieza sometida a inspección por líquidos penetrantes.
(Fuente: Terotecnic Ingeniería)*

2.1.6- CORRIENTES INDUCIDAS:

Se utiliza para detectar o evaluar la corrosión superficial y subsuperficial de los tipos picaduras superficiales, intergranular, por exfoliación, y por fatiga. Se utiliza en paneles del fuselaje de las aeronaves donde puede haber corrosión en zonas interiores inaccesibles, donde se queda atrapada humedad. Muchas veces, se puede detectar simplemente midiendo el espesor de la pieza [17].

2.1.7- ULTRASONIDOS:

Proporciona una buena resolución para evaluar la pérdida de material de una pieza y su espesor. Este método se puede utilizar para detectar corrosión por exfoliación, intergranular, uniforme superficial, y bajo tensiones. El método de medir espesores por ultrasonidos también entra dentro de esta inspección. Se necesitará una técnica muy desarrollada para aplicaciones específicas [18].

2.1.8- RADIOGRAFÍA:

Proporciona la mejor resolución para detectar desperfectos superficiales y subsuperficiales por corrosión cuando no se puede utilizar ningún otro método. El inconveniente de este método es que el material para realizar la inspección es muy caro, y se requieren muchas horas de trabajo para poder hacer un análisis radiográfico sobre el avión. Se utiliza con los ultrasonidos para determinar el estado del panel de abeja de aluminio [13].

2.2- EVALUACIÓN DEL DAÑO POR CORROSIÓN:

Determinar visualmente si la corrosión se encuentra en un sitio que ya ha sido retocada. En caso de que haya sido así, hay que medir el daño para incluir la cantidad de material que ya ha sido quitado. [10]

2.3- GRADOS DE CORROSIÓN:

La corrosión debe ser evaluada después de hacer la inspección inicial y la limpieza de la pieza, para determinar la naturaleza y la reparación que se necesite. Es difícil determinar una línea entre los grados de corrosión, pero se utilizarán las siguientes categorías para reportar la corrosión [10]:

- **Corrosión ligera:** La corrosión débil se manifiesta como una decoloración de la superficie o unas picaduras hasta una profundidad de 0,025 mm (0.001 in). El daño puede ser eliminado manualmente con una ligera abrasión manual o mediante un mínimo tratamiento químico.
- **Corrosión moderada:** Aparece de forma similar a la corrosión débil pero además la superficie afectada puede mostrar pequeñas ampollas o ligeras escamaciones. Las picaduras pueden alcanzar un máximo de profundidad de 0,25 mm (0.010 in). La corrosión de este tipo no precisa reparación estructural pudiéndose eliminar por una extensiva abrasión manual o por métodos mecánicos y un posterior tratamiento químico.
- **Corrosión severa:** La corrosión fuerte tiene lugar cuando se ha producido una intensa escamación, exfoliación o abultamiento de la superficie metálica. La profundidad de las picaduras sobrepasa 0,25 mm (0.010 in). En

este caso se precisa una reparación estructural después de limpiar o eliminar la corrosión, o bien la sustitución de la pieza afectada.

2.4- ZONAS MÁS COMUNES PROPENSAS A LA CORROSIÓN:

Hay ciertas zonas comunes en todas las aeronaves que son propensas a generar corrosión. Estas deben ser limpiadas, inspeccionadas y tratadas con una mayor frecuencia que las zonas normales. A continuación, se expondrán algunas de estas:

2.4.1- COMPARTIMENTOS Y VENTILACIONES DE LAS BATERÍAS:

A pesar de todas las pinturas protectoras, componentes de prevención de corrosión, y ventilación, los compartimentos de las baterías son zonas con problemas muy graves de corrosión. Los gases del electrolito de las baterías sobrecalentado se dispersarán a otras cavidades internas cercanas provocando un proceso rápido de corrosión en las superficies sin proteger. Si la instalación de la batería tiene una apertura para ventilación al fuselaje del avión, es necesario incluirla en la inspección del compartimento de la batería y de los procesos de mantenimiento. Una limpieza frecuente y una neutralización de los depósitos minimizará la corrosión, y una fuga del electrolito de la batería (ya sea de hidróxido de potasio, o de ácido sulfúrico) provocará corrosión. Es importante acudir al manual cuando esto ocurra para determinar qué tipo de batería está instalada, y los procedimientos de limpieza y neutralización de los electrolitos que hay que aplicar [9], [10] y [12].



Figura 3.6: Compartimento de una batería. (Fuente: [10])

2.4.2- ÁREAS DE SETINA:

Son las partes más bajas del fuselaje donde se acumula el agua, la suciedad y otros contaminantes. Interesa mantener estas zonas sin fluidos y deshechos (como remaches sueltos, piezas, etc.), y aplicar los componentes de prevención de corrosión recomendados, ya que son la mejor protección contra la corrosión en estas áreas [10] y [12].



Figura 3.7: Área de setina de un helicóptero. (Fuente: [10])

2.4.3- CABLES DE MANDO, VARILLAS DE EMPUJE Y TENSORES:

Los cables del sistema de control presentan problemas por corrosión, ya estén hechos de acero al carbono o de acero inoxidable. Uno de los factores que más contribuyen a la corrosión de los cables es la existencia de zonas que no estén cubiertas por el recubrimiento protector. El polvo, la suciedad y la mugre que se va a ir acumulando derivará en corrosión y en el fallo del cable [9].

2.4.4- CONECTORES ELÉCTRICOS:

Algunos conectores eléctricos están encapsulados con un componente sellante para prevenir la entrada de agua en las zonas donde el cable está conectado a la clavija. Si la humedad llega a los enchufes provocará un fallo, por lo que es necesario inspeccionar las clavijas regularmente desconectando los cables y realizando un tratamiento por corrosión. El uso de sellantes o materiales para encapsular los cables que no estén autorizados puede causar daños importantes a los conectores y componentes afectados [10].

2.4.5- AREAS FRONTALES DEL MOTOR Y TOMAS DE AIRE:

Debido a que estas áreas están chocando constantemente contra suciedad, polvo y grava, y son erosionados por la lluvia, hay que prestar especial atención a [9]:

- Áreas frontales del motor.
- Bordes de ataque del motor y tomas de aire, incluyendo el hardware que se encuentra dentro de los conductos.
- Debido a los requisitos de disipación del calor, los núcleos de refrigeración del aceite no están pintados. Las cajas de accesorios de los motores pueden tener partes pequeñas sin pintar en las superficies de sujeción mecanizadas. Con el aire cargado de sal y de humedad pasando a través de estas superficies, son vulnerables a la corrosión.



Figura 3.8: Zonas propensas a la corrosión en la admisión de aire del motor de un F18. (Fuente: [10])

2.4.6- ZONAS DE SALIDA DE GASES:

Incluye cualquier superficie que esté expuesta a gases de escape de algún equipo del avión. Estos gases cubren el acabado superficial con depósitos (cenizas corrosivas, sólidos residuales) y deterioran el acabado. Requieren de una mayor atención en los ciclos de inspección [10] y [12].

2.4.7- ELEMENTOS DE FIJACIÓN:

En una aeronave hay miles de elementos de fijación en las superficies exteriores de la aeronave, y las zonas cercanas a estos elementos son problemáticas debido a la corrosión galvánica. Están sometidas a esfuerzos muy altos durante la operación de la aeronave, contacto con humedad, y la tendencia del material del fuselaje a corroerse. Los esfuerzos a los que está sometida la aeronave hacen que la pintura alrededor de estos elementos se agriete y proporcione un camino a la humedad para que entre [9] y [10].

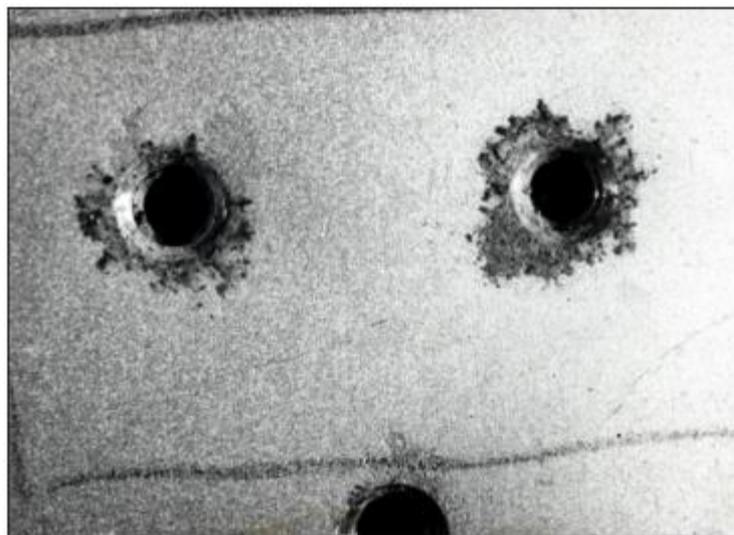


Figura 3.9: Corrosión alrededor de los elementos de fijación. (Fuente: [10])

2.4.8- SUPERFICIES DE UNION Y HENDIDURAS:

Similar a la corrosión en los elementos de fijación, y se debe a la presencia de agua salada y otros agentes corrosivos. Cuando los fluidos entran por capilaridad, los líquidos corrosivos fluyen hasta las articulaciones más apretadas. El efecto de

la corrosión resultante de la intrusión del fluido se puede detectar normalmente por un abultamiento de la superficie [10].

2.4.9- ENCASTRE DE LOS FLAPS Y SLATS:

La zona del encastrado de los flaps y slats, y el equipo instalado en estas zonas, que normalmente están ocultas, pueden generar corrosión sin que los operadores y personal de mantenimiento lo noten, a no ser que se realicen inspecciones especiales [10].

2.4.10- ARTICULACIONES:

Son muy propensas a la corrosión debido a que suele haber contacto entre metales de distinto potencial (debido al desgaste y el daño en los recubrimientos metálicos protectores). Acumulan suciedad, sal y humedad. Las bisagras de piano (que se utilizan muy a menudo en aeronaves) son particularmente vulnerables [10] y [12].



Figura 3.10: Corrosión en una bisagra de piano. (Fuente: [10])

2.4.11- PARTES HECHAS DE MAGNESIO:

Las partes hechas de magnesio son extremadamente propensas a la corrosión. Se tiene que prestar especial atención a la realización de un tratamiento adecuado a las superficies, a que haya un correcto aislamiento, y que las capas de pintura

estén aplicadas correctamente sin dejar metal al aire. El magnesio se utiliza principalmente en cajas de engranajes, transmisiones, y en todos los sistemas de aviónica [10].

2.4.12- ENSAMBLAJES DE SOLDADURA POR PUNTOS:

Son muy propensas a la corrosión. Como podemos ver en la figura 3.11, la corrosión es el resultado de la retención de productos corrosivos entre ensamblajes de piezas. Genera abultamiento de la superficie de las piezas, o de los puntos de soldadura que eventualmente se romperán. Se puede detectar en etapas tempranas tocando y observando de cerca los cordones de soldadura. La única forma de prevenir esto es mantener cualquier punto de entrada de humedad recubierto por un sellante o un componente CPC adecuado [10] y [12].

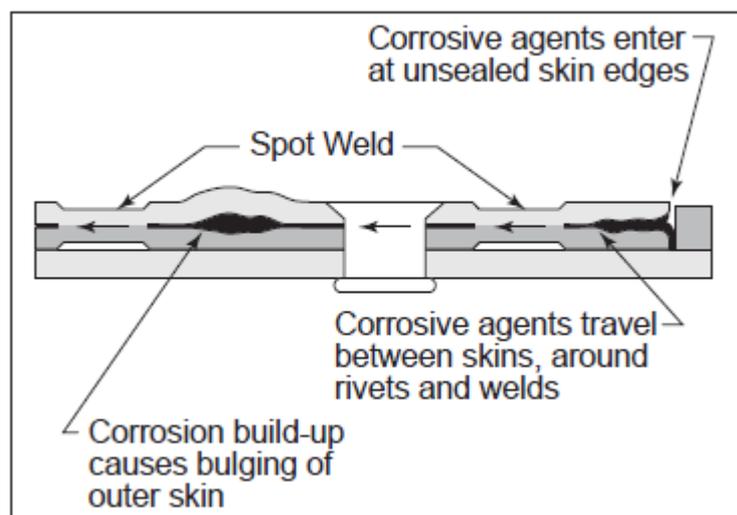
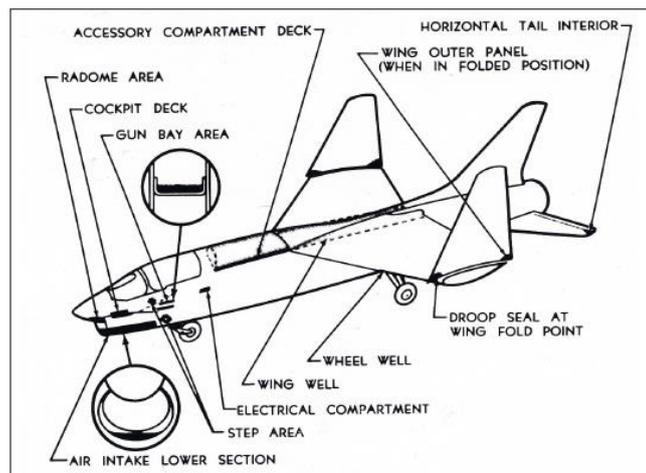


Figura 3.11: Corrosión en los cordones de soldadura. (Fuente: [10])

2.4.13- ZONAS DE ACUMULACIÓN DE AGUA:

Las especificaciones del diseño exigen que la aeronave tenga drenajes instalados en todas las zonas donde se pueda acumular el agua. Muchas veces, no son efectivos debido a que tienen una localización incorrecta o a que están obstruidos por sellantes, suciedad, grasa... El bloqueo de un solo agujero de drenaje puede causar un defecto estructural grave si agua salina u otros productos corrosivos se acumulan en una de estas zonas durante un periodo de tiempo. Las inspecciones

diarias y la limpieza de los drenajes de las partes bajas del avión son un requisito muy importante del plan de mantenimiento. En estas áreas también se puede acumular agua de lavado o de aclarado de la aeronave. En zonas donde se produzca este problema recurrentemente, hay que desarrollar procedimientos para evitar que se acumule el agua. En la siguiente imagen podemos ver algunos de los drenajes en aeronaves más comunes [9]:



*Figura 3.12: Drenajes de las zonas más comunes de acumulación de agua.
(Fuente: [10])*

2.4.14- ALOJAMIENTO DEL TREN DE ATERRIZAJE:

Es la zona que está sometida a las peores condiciones de la aeronave. Está expuesto a barro, sal, grava, y otros residuos que generan otros vuelos durante el rodaje, el despegue o el aterrizaje. Debido a las distintas formas que suelen ser muy complicadas, los ensamblajes, etc. es complicado mantener cubiertas todas las superficies con capas protectoras [10].

2.4.15- ARTICULACIONES Y BORDES DE ATAQUE DE LAS ALAS Y SUPERFICIES DE CONTROL:

Las áreas que quedan expuestas cuando se dobla un ala son muy propensas a generar corrosión, por lo que es muy importante prestarles atención. Por otro lado, los bordes de ataque tanto del ala como de las superficies de control están

expuestas constantemente a aire cargado de sal, por lo que deberá prestarse especial atención a estas áreas que también son vulnerables a la corrosión [10].

3. ELIMINACIÓN DE LA CORROSIÓN:

Cuando se detecta corrosión en algún punto de la aeronave, es necesario que exista un programa específico para tomar una acción correctiva con el problema. Un tratamiento completo incluye inspeccionar la zona afectada y evaluar el daño, quitar los recubrimientos de pintura y la corrosión, aplicar los tratamientos químicos superficiales y los sellantes, y aplicar los acabados de pintura. El mantenimiento correctivo dependerá del tipo de superficie, el tamaño del área afectada, y el grado de corrosión. A continuación, se expondrán los métodos para eliminar la corrosión y la pintura.

3.1- DECAPADO:

Se llama decapado al proceso de eliminación de pintura de una pieza, subconjunto, o avión. Este proceso se aplica básicamente durante procesos de reparación y en el mantenimiento periódico general del avión. Los procesos de decapado pueden ser de tres tipos:

- Decapado mecánico:
 - o Lijado
 - o Chorreado: con partícula plástica, partícula orgánica, hielo seco, etc.
- Decapado químico:
 - o Aplicación de mezclas tixotrópicas de sustancias químicas que atacan la pintura haciéndola desprenderse del sustrato.
 - o Aplicación de un láser.
- Decapado mixto: mezcla de los dos métodos anteriores.

3.2- ELIMINACIÓN DE LA PINTURA:

- **En materiales compuestos:** La pintura debe ser eliminada de este tipo de materiales, como fibra de vidrio, de carbono, grafito, y Kevlar utilizando sólo medios y técnicas mecánicas, salvo excepciones específicas que se

proporcionan en los manuales de mantenimiento. Debido a las irregularidades en superficies de los materiales compuestos, la eliminación de todo el conjunto de pintura (capa de acabado e imprimación) puede dañar las fibras en las capas superficiales, por lo tanto, la eliminación de la pintura por lijado no irá más allá de la capa de imprimación a menos que la reparación sea necesaria.

- **En superficies metálicas:** Para zonas pequeños, de algunas pulgadas cuadradas, se usan medios mecánicos como lijado, bien sea manual como con máquina, cepillos etc. (algunas imprimaciones y pinturas pueden contener materiales tóxicos tales como cromatos y plomo, por lo que hay que hacer uso de gafas, guantes y mascarilla como cartucho respirador durante el lijado), teniendo cuidado de no eliminar el metal subyacente. Para zonas más amplias se pueden usar medios químicos. Por último, también se puede hacer decapado por medio de chorreo con bolas de plástico. Los sistemas y técnicas se detallan en los manuales del avión.

Los discos radiales de cerdas están autorizados para su uso exclusivo en aluminio, magnesio, acero de alta resistencia, y superficies de titanio como un alternativo para sustituir las ruedas abrasivas y cepillos. El uso de los discos en otras superficies metálicas o de material compuesto no está autorizado y puede dar lugar a daños en la superficie o la estructura. Superficies susceptibles de ser dañadas o contaminadas como, por ejemplo, sistemas hidráulicos, de aceite, combustible o neumáticos, deben ser protegidas según el manual. Hay que tomar especial atención a la hora de usar decapantes (los que son a base de ácidos o los pasados de fecha, no están autorizados). La exposición de dichos decapantes en aceros de alta resistencia, ocasionan una reacción que emite hidrógeno, el cual penetra en el metal desplazando el grano en líneas y debilitando la estructura.

3.3- ELIMINACIÓN DE LA CORROSIÓN:

Este proceso se realiza después de limpiar la superficie y eliminar la pintura. Los componentes y las partes adyacentes a tratar deben ser protegidos de posibles residuos de corrosión con el fin de evitar los daños durante su extracción. Los residuos de corrosión pueden causar corrosión adicional y dañar el acabado de la

superficie de la zona circundante. También se puede provocar un daño adicional como consecuencia del deslizamiento accidental de la herramienta que se utiliza para hacer las labores. En determinados casos, la eliminación total de la corrosión puede exceder los límites de espesor del metal que están autorizados en los manuales específicos de los equipos o aeronaves. Es importante estudiar los límites antes de ejecutar el trabajo para que, si se exceden, se sustituya la pieza en vez de realizar la reparación. [10]

- **Eliminación manual de la corrosión:**

Consiste en frotar con las manos la superficie corroída con herramientas abrasivas para eliminar la zona dañada. Se utiliza principalmente en casos de corrosión leve, raspando o desgastando los productos de corrosión y parte del metal base. Los pasos son los siguientes:

- Antes de eliminar la corrosión, determinar hasta donde se puede quitar sin exceder las tolerancias de las piezas marcadas por el manual.
- Proteger los elementos cercanos de escamas, astillas, corrosión, productos y agentes químicos. Es importante tapar las uniones de piezas, articulaciones, puertas de acceso, y cualquier abertura donde se puedan colar estos productos.
- Limpiar el área afectada para eliminar la grasa y los depósitos.
- Utilizando los materiales expuestos en la tabla 3.2, quitar la corrosión utilizando el método (de los que sean efectivos para ese caso concreto) más leve. Para ver si se ha eliminado todo, utilizar una lupa 10X.
- Cuando se haya eliminado completamente toda la corrosión, rebajar los bordes utilizando un papel abrasivo fino para que la pieza quede más uniforme.
- Asegurarse de que los límites marcados por el manual no se han sobrepasado.
- Realizar el tratamiento de la superficie adecuado.

*Tabla 3.4: Métodos recomendados para la eliminación manual de corrosión.
(Fuente: [10])*

ALEACIÓN	NO TELA ABRASIVO	TELA/PAPEL ABRASIVO	LANA METÁLICA	BROCHAS	OTROS
Aluminio	Material abrasivo	Óxido de aluminio, carburo de silicio	Lana de aluminio	Acero inoxidable, aluminio.	Pasta de piedra pómez, raspadores con punta de carburo
Magnesio	Material abrasivo	Óxido de aluminio, carburo de silicio	Ninguno	Acero inoxidable, aluminio.	Pasta de piedra pómez, raspadores con punta de carburo
Metales ferrosos (no aceros inoxidables)	Material abrasivo	Óxido de aluminio, carburo de silicio	Lana de acero	Acero al carbono, acero inoxidable	Raspadores con punta de carburo
Acero inoxidable y aleaciones de níquel	Material abrasivo	Óxido de aluminio, carburo de silicio	Lana de acero inoxidable	Acero inoxidable	Ninguno
Aleaciones de cobre	Material abrasivo	Óxido de aluminio y carburo de silicio de (400)	Lana de cobre	Latón	Ninguno
Aleaciones de titanio	Material abrasivo	Óxido de aluminio y carburo de silicio	Lana de acero inoxidable	Acero inoxidable	Pasta de piedra pómez, raspadores con punta de carburo
Superficies con acabado de cadmio o zinc	Material abrasivo	Óxido de aluminio y carburo de silicio	Ninguno	Ninguno	Ninguno
Superficies chapadas en Cromo, Estaño, Níquel, Cobre	Material abrasivo	Óxido de aluminio, carburo de silicio	Ninguno	Acero inoxidable	Ninguno
Superficies fosfatadas	Usar método recomendado para el material base				
Materiales compuestos	Material abrasivo	Carburo de silicio	Consultar el manual		

En la tabla anterior podemos ver los métodos recomendados para la eliminación manual de la corrosión. Los papeles abrasivos pueden ser de diversos grosores y varían desde 80-100 para el grueso, hasta el 500-600 ultrafino. También la lana metálica se presenta en diversos grosores, que varían desde el tipo I, extrafina hasta el tipo V extra gruesa.

- **Eliminación de la corrosión con máquina:**

Se realiza generalmente utilizando taladros neumáticos acoplados a discos con cerdas, cepillos con aletas abrasivas, limas rotatorias... Este método se

suele utilizar para eliminar corrosiones más graves desgastando los productos de la corrosión, y como consecuencia, también se elimina parte de la base del metal. Los pasos son los mismos que en el caso anterior. En la siguiente tabla podemos ver también los métodos recomendados para la eliminación de la corrosión con máquina:

Tabla 3.5: Métodos de eliminación de la corrosión con máquina. (Fuente:[10])

ALEACIÓN	CEPILLO/ RUEDA ABRASIVA	TELA / PAPEL ABRASIVO	PARÁMETROS DEL GRANO		OTRAS HERRAMIENTAS
			MEDIDA (3)	PRESIÓN (psi)	
Aleaciones de aluminio (con revestimiento)	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Perlas de vidrio 10-13	30-40 (1)	Ninguna
Aleaciones de aluminio (sin revestimiento)	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Perlas de vidrio 10-13	40-45 (1)	Disco radial de cerdas Elementos giratorios (finos y estriados)
Aleaciones de magnesio	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Perlas de vidrio 10-13	10-35 (1) 40-50 (1)	Disco radial de cerdas Elementos giratorios (finos y estriados)
Materiales ferrosos (salvo acero inoxidable)	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Perlas de vidrio 13 Óxido de aluminio (tipo I, A ó B)	40-50 (1)	Elementos giratorios, Ruedas de alambre (de acero o acero inoxidable), Disco Cerda Radial (alta resistencia del acero solamente)
Acero inoxidable y aleaciones de níquel	Óxido de aluminio o carburo de silicio.	Óxido de aluminio o carburo de silicio.	(2) Perlas de vidrio 10-13	40-50 (1)	Discos de alambre (acero inoxidable), elementos giratorios (finos estriados)
Aleaciones de cobre	No utilizar medios abrasivos con máquina debido a la toxicidad				
Aleaciones de titanio	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Óxido de aluminio o carburo de silicio	Perlas de vidrio 10-13 Óxido de aluminio (tipo I, A ó B)	40-45 (1)	Disco radial de cerdas
Laminados y superficies fosfatadas	No utilizar medios abrasivos con máquina debido a la toxicidad y al espesor de la capa				
Materiales compuestos	Consultar el manual				
<p>(1) La presión indicada es para equipos de presión directa. Para equipos de aspiración, utilizar la presión a un 50% mayor. (2) Utilice sólo partes muy corroídas antes del decapado con ácido. (3) Especificaciones de los soportes: perlas de vidrio: MIL-PRF-9954 El óxido de aluminio: A-A-59316</p>					

En el proceso de eliminar la corrosión, hay que tomar una serie de precauciones:

- El uso de discos de alambres sobre materiales blandos como aluminio o magnesio para eliminar la corrosión tienen que ser autorizados por la sección de ingeniería.
- Una excesiva presión en el cepillo giratorio puede provocar que la pintura de poliuretano se funda y forme una goma que puede hacer arañazos en las zonas circundantes.
- Cuando se use chorro abrasivo no exceder la exposición más de 15 segundos en la misma zona porque puede debilitar excesivamente el material.
- La eliminación de la corrosión mecánica es eficaz y no destructiva cuando se hace correctamente. El método utilizado depende de la aleación, localización, grado o cantidad y tipo de corrosión que necesita ser eliminada. En caso de usar taladros eléctricos, éstos no pueden superar las 3200 r.p.m.
- La eliminación de corrosión por chorreo de partículas en chapas con espesor inferiores a 0.0625 pulgadas tiene que ser autorizada específicamente por la sección de ingeniería.

3.4- ACABADO SUPERFICIAL:

Todas las depresiones que queden en la superficie resultantes de la eliminación de la corrosión deberán igualarse suavemente con las superficies originales circundantes. En zonas críticas que soportan muchos esfuerzos, todos los agujeros deberán ser unificados para prevenir las grietas por corrosión bajo tensiones. [10]

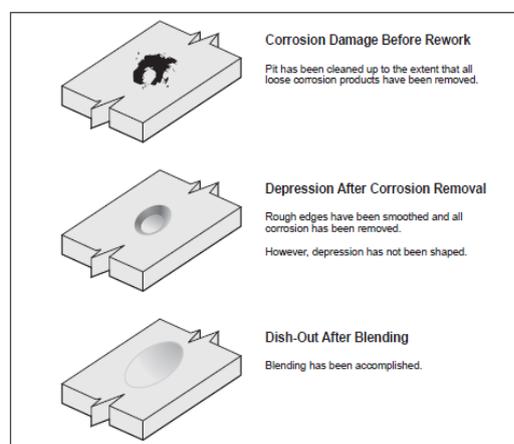


Figura 3.13: Ejemplo de un proceso de eliminación de corrosión. (Fuente: [10])

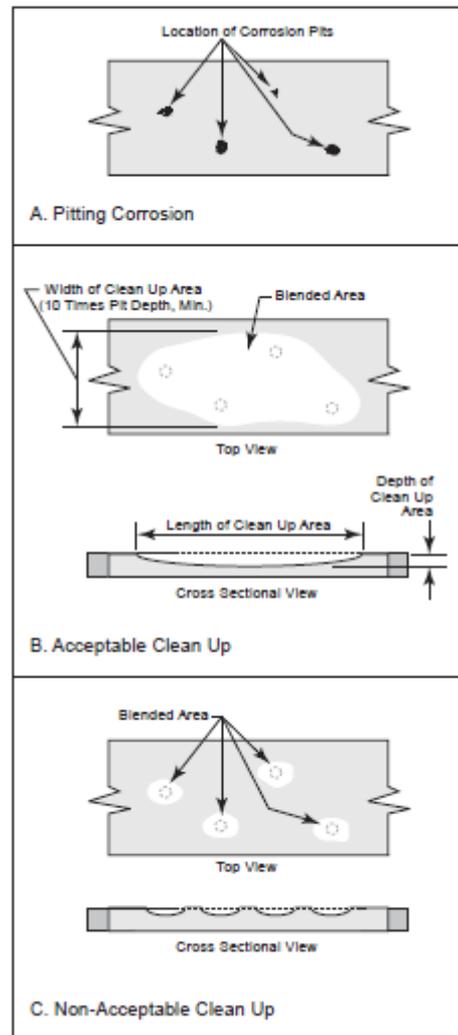


Figura 3.14: Limpieza de una corrosión por picaduras en un área crítica.
(Fuente: [10])

4. TRATAMIENTOS SUPERFICIALES:

Una parte importante en el proceso de prevención y control de la corrosión es tratar la superficie con un químico que esté indicado en el manual para formar una película de óxido protectora. El producto corrosivo aplicado correctamente, proporcionará a la superficie una resistencia a la corrosión, además de mejorar notablemente la adhesión de las pinturas u otros recubrimientos que se aplicarán encima. Por ejemplo, los primers de epoxi no se adhieren bien al aluminio, pero si se adhieren muy bien a los recubrimientos químicos. Los tratamientos superficiales utilizados principalmente son los siguientes [5] y [10]:

4.1- CAPA DE CONVERSIÓN QUÍMICA (CROMATADO, ALODIADO):

Es una capa de óxido metálico y óxido de cromo de espesor menor a 1 micra, que no cambia las tolerancias. Tiene una protección limitada frente a la corrosión, por lo que solo es aplicable a zonas del avión de bajo riesgo de corrosión y para reparaciones locales. Es un pretratamiento que se aplica antes de la pintura, y tiene baja resistencia eléctrica. No se puede utilizar en piezas sometidas a temperaturas de más de 120°C, ni en piezas fabricadas por fundición.

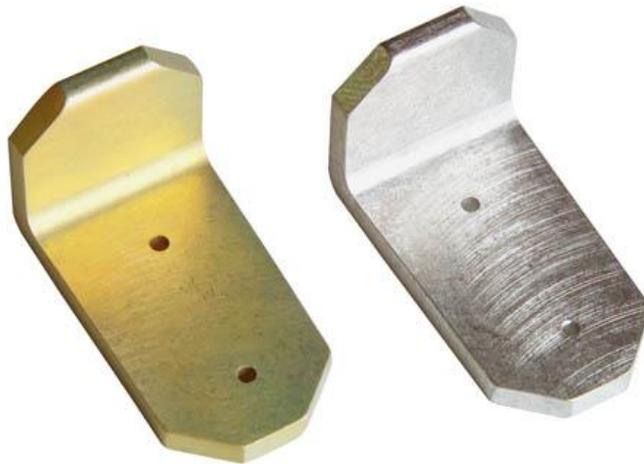


Figura 3.15: Pieza con un tratamiento de cromatado.

4.2- ANODIZADO EN ÁCIDO CRÓMICO (CAA):

Es un óxido de aluminio producido electroquímicamente. Tiene un espesor de entre 2 y 5 micras que puede influir en las tolerancias. Genera una buena resistencia a la corrosión cuando se sella o se imprima, y es una buena base para la aplicación de pinturas cuando es un anodizado sin sellar. El proceso completo del anodizado puede reducir la resistencia a fatiga de la pieza, por lo que se debe aplicar un pre-tratamiento de *shot-peening* en las piezas críticas. Es un aislante eléctrico.



Figura 3.16: Anodizado crómico de una llanta del tren de aterrizaje.

4.3- ANODIZADO DURO (HSA):

Es un óxido de aluminio muy duro (500 vickers) que tiene un espesor de entre 30 y 100 micras. Genera una muy buena resistencia al desgaste y a la erosión, y es aislante eléctrico. No se puede aplicar en aleaciones con un contenido de cobre de más del 5%, o de silicio de más de un 7%, ni en fundiciones y en piezas sometidas a fatiga.



Figura 3.17: Anodizado duro.

4.4- PASIVADO DE ACEROS INOXIDABLES:

Consiste en la eliminación de los restos metálicos en la superficie del acero inoxidable y fomentar el crecimiento de la capa de óxido de cromo característica de estos aceros por medios químicos en baños de ácido nítrico. Dependiendo del tipo de acero inoxidable, la composición y los parámetros del baño (temperatura y tiempo) serán distintos. Los aceros martensíticos y los endurecibles por precipitación requieren de un tratamiento posterior en un baño de cromatos.



Figura 3.18: Tratamiento superficial de pasivado de aceros

4.5- FOSFATADO DE ACEROS:

Es un tratamiento que se basa en un proceso químico aplicado en baños con fosfatos de zinc (aplicado como base para pinturas) o magnesio (aplicado como base para lubricantes) y que va seguido de un pasivado con cromatos. Tiene un espesor de entre 5 y 10 micras, por lo que no se puede aplicar en piezas con tolerancias estrechas. No es conductor eléctrico, y si se aplica un postratamiento con lubricante, se utiliza para zonas con fretting (vibración que causa un desgaste). Se puede aplicar a aceros con resistencias entre 145 y 178 HB, y no se puede utilizar en piezas que tengan temperaturas en servicio superiores a los 80°C.



Figura 3.19: Fosfatado de aceros.

4.6- ANODIZADO DE TITANIOS:

- Anodizado sulfúrico de titanio (SAA):

Es un óxido de titanio poroso producido electroquímicamente, de espesor de menos de 1 micra. Reduce ligeramente el par galvánico entre el titanio y el aluminio, y mejora la adherencia de pinturas o lubricantes sobre el titanio.



Figura 3.20: Anodizado sulfúrico de titanio.

- **Limpieza mecánica (chorreado):**

Es la eliminación abrasiva de contaminación superficial, óxidos e inclusiones superficiales. Produce un aumento de la rugosidad y por ello mejora la adherencia de la pintura.



Figura 3.21: Limpieza mecánica (chorreado).

4.7- RECUBRIMIENTOS METÁLICOS:

- **Electrodeposición de cadmio sobre acero:** genera protección contra la corrosión. Tiene compatibilidad galvánica con el aluminio, y ayuda a que no se produzca gripado en los remaches.
- **Electrodeposición de cadmio sobre acero inoxidable:** Tiene compatibilidad galvánica con el aluminio, y ayuda a que no se produzca gripado en los remaches.
- **Electrodeposición de cromo sobre bronce, acero, o acero inoxidable:** genera protección contra el desgaste de partes móviles.

4.8- CADMIADO ELECTROLÍTICO:

Es un recubrimiento de cadmio metálico producido por una electrodeposición sobre piezas de acero, bronce o acero inoxidable. Tiene un espesor de entre 10 y 20 micras, aunque en zonas roscadas y en muelles con un espesor mayor de 1 mm, tendrá un espesor reducido de entre 7 y 10 micras. Solamente es

aplicable a aceros con resistencia menor de 145 HB, y en caso de que se quiera aplicar a piezas con una resistencia mayor, se deben aplicar unos procesos especiales para evitar que se produzca la fragilización por hidrógeno. El cadmiado siempre tiene que llevar un postratamiento de cromo para aumentar su resistencia a la corrosión, además normalmente se debe aplicar también una capa de pintura posterior (especialmente cuando es un acero no inoxidable). Este recubrimiento de cadmio es conductor de la electricidad. No se puede aplicar sobre el titanio, ni tampoco una pieza que este cadmiada puede estar en contacto con este metal, ya que se produce enfragilización. No se debe aplicar tampoco en superficies sujetas a movimiento o en partes ajustadas con interferencia. El contacto del cadmio con aceites, combustible o fluido hidráulico está prohibido.



Figura 3.22: Cadmiado electrolítico en una pieza de acero.

4.9- CROMADO DURO:

Es un recubrimiento de cromo metálico muy duro (800-900 Vickers) y muy resistente al desgaste que produce la electrodeposición sobre las piezas de acero, acero inoxidable, o bronce. El espesor de este tratamiento será de entre 75 y 200 micras. Produce una disminución del límite de la fatiga, que puede ser de hasta el 60% del valor original. Este efecto se reduce aplicando pretratamientos como *shot penning* o postratamientos térmicos. Si se aplica en casquillos móviles, es necesario aplicar lubricación. No se puede aplicar en

zonas de concentración de tensiones, en piezas que operen a más de 450°C, en aceros con una resistencia mayor a 145 HB, y en aceros con una resistencia menor a esta pero que están sometidos a ciclos de carga con alta tensión o unos requisitos altos de resistencia a fatiga.



Figura 3.23: Cromado duro de una pieza de acero.

5. PINTURAS:

La pintura es una capa o conjunto de capas orgánicas que sirve para proteger la superficie de las piezas contra fenómenos de corrosión, abrasión, deposición de suciedad, etc. La naturaleza química de las pinturas utilizadas en aviación puede ser epoxi o poliuretano. Son formulaciones complejas de estos dos tipos de polímeros en suspensión o dispersión con otros aditivos, como colorantes y pigmentos inhibidores de la corrosión. Suelen estar compuestos por una base, un catalizador y un disolvente, y después de mezclarlos tiene una consistencia líquida. Se aplican generalmente a pistola dentro del tiempo de vida de la mezcla (ya que una vez mezclados, los componentes empezarán a reaccionar). Se curan a temperatura ambiente o en hornos y estufas hasta una temperatura de 100°C. Durante la aplicación y el curado, los disolventes se evaporan dejando una película polimérica entrecruzada sólida. Antes de aplicarlo sobre la superficie de la pieza, hay que realizar un proceso de **preparación superficial** para conseguir una adherencia óptima de la pintura en la superficie. Esta dependerá del material de la pieza [10]:

- En **materiales metálicos**, la pintura se aplica dentro de un tiempo determinado después del tratamiento de protección.

- En **materiales compuestos**, el tratamiento consiste en lijado y limpieza con disolventes, con objetivo de eliminar los desmoldeantes utilizados en el proceso de curado de la pieza.

El esquema interior de la pintura puede ser de diversas formas dependiendo de las propiedades que se le exijan. Por un lado, tenemos solo la imprimación, que puede aplicarse sola en una zona de bajo riesgo de contaminación por fluidos, y también como anclaje para otras capas de pintura, esto proporcionará una protección frente a la corrosión y frente a los microorganismos (en tanques de combustible). En cambio, en zonas con alto riesgo de contaminación por fluidos, se aplicará la imprimación más un acabado que proporcionará, además de protección frente a la corrosión, una barrera efectiva frente a la radiación UV y frente a los fluidos. Es importante mencionar también la existencia de una imprimación estructural con inhibidores de corrosión como protección del tanque de combustible. Esta, gracias a su contenido en cromo hexavalente, actúa como biocida impidiendo el crecimiento de hongos en el agua y el combustible, que se produzca una obstrucción de filtros y sistemas, y que los metabolitos ácidos de los hongos causen corrosión en las piezas de aluminio. No se recubre con un acabado, ya que es la lixiviación (o extracción sólido-líquido, es una operación unitaria que consiste en la separación de una o varias sustancias, los solutos, contenidas en una matriz sólida la fase portadora, usualmente pulverizada, mediante el uso de disolventes líquidos) de cromo en el agua del tanque, la que produce los efectos que acaban de ser mencionados.



Figura 3.24: Ejemplo de imprimación aplicada en un tanque de combustible, con fallos de adherencia debidos a la mala preparación superficial.

5.1- PINTURAS ESPECIALES:

Son pinturas diseñadas para una función específica [10]:

- **Pintura antiestática:** Protección de radomes, cierres de compuertas y cubiertas de antenas para conseguir las características eléctricas requeridas.
- **Pintura antierosión:** Protección de zonas externas contra la erosión causada por la lluvia y el polvo.
- **Pintura antifricción:** Facilita el deslizamiento de unas piezas sobre otras (es una capa más dura).
- **Pintura antideslizante:** Protección de zonas de paso para evitar resbalones del personal (pinturas de camino en las alas).
- **Pintura barrera de combustible:** Sellado de la emisión de vapores en las zonas del tanque dentro del fuselaje.
- **Pintura fluorescente:** Señalización de piezas, salidas de emergencia, etc.
- **Pintura de silicona:** Para las piezas de funcionamiento a altas temperaturas.

6. PROTECCIÓN EN LOS COMPOSITES FRENTE A LA CORROSIÓN GALVÁNICA:

Los composites no se corroen, pero si se degradan, por ejemplo, las resinas se pueden degradar si están expuestos a la luz ultravioleta. La detección de defectos, daños o contaminantes es difícil en piezas de fibra de carbono debido a su color oscuro, por lo que ayuda pintarlas de un color claro, y así también es más fácil limpiarlas. Los composites de fibra de carbono pueden provocar corrosión en algunos metales (especialmente en el aluminio) aunque se puede evitar aplicando una capa de fibra de vidrio superficial en las zonas de los materiales compuestos de fibra de carbono que estén en contacto o próximas al aluminio [10].

7. SELLANTES:

Son materiales elastoméricos que se aplican en las uniones de las piezas durante el montaje con la intención de evitar el rozamiento entre piezas, la entrada de agua en las uniones, rellenar las ranuras entre las piezas y proporcionar

estanqueidad a las estructuras que lo requieran. La naturaleza química de los sellantes es básicamente de dos tipos: polisulfuros, y siliconas. Los sellantes son formulaciones complejas de estos dos polímeros mezclados con otros componentes como carga, pigmentos y promotores de adhesión, que tienen como fin facilitar las características mecánicas y funcionales requeridas del material. Están formados por dos componentes y tiene una consistencia pastosa después de la mezcla. Se aplican con una pistola, a presión, con una brocha, o con una espátula. El curado se realiza a temperatura ambiente, aunque en el caso de los polisulfuros se puede acelerar subiendo la temperatura o aumentando la humedad. Su contenido en disolventes suele estar por debajo del 10%. La aplicación se realiza sobre superficies pintadas que se reactivan mediante el lijado y/o limpieza con disolvente para conseguir una buena adherencia del material a las piezas. Para casos críticos, la activación superficial puede mejorarse mediante la aplicación previa de un promotor de adhesión que favorecerá el anclaje del sellante a la superficie de la pieza en la que se aplique. Una vez curados, se pueden considerar los sellantes sólidos. Tienen una consistencia parecida a la de una goma de media o alta dureza, por lo que presentan una cierta elasticidad que favorece su resistencia a vibraciones, su capacidad de sellar uniones a pesar del movimiento relativo de las piezas, su resistencia a la presión (media/baja), ya que se deforma, pero no se rompe y su adherencia a los sustratos sobre los que ha curado. En la siguiente figura podemos ver los tipos de sellado [10]:

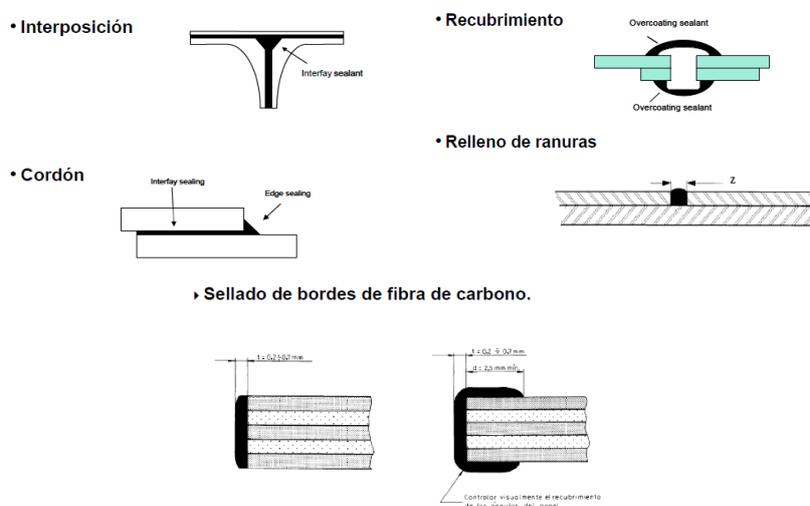


Figura 3.25: Tipos de sellado.

8. PRODUCTOS DE PROTECCIÓN TEMPORAL:

Son materiales líquidos que se aplican a la estructura con el fin de evitar la corrosión a existir zonas con la protección dañada. Se aplica también a regiones con piezas de acero no pintadas y / o en zonas donde no se pueda aplicar ninguna otra protección por motivos de acceso. Una vez que han sido curados, se dividen en dos: los de consistencia sólida, y los formadores de una película. Se denominan temporales porque tienen que ser limpiados y reaplicados cada cierto tiempo, el cual viene marcado por el manual de mantenimiento. Se aplican mediante pulverización, brocha, o pistola. Tenemos los siguientes tipos [10]:

- **Tipo I:** Gran capacidad de penetración en las grietas y uniones. No forma una película.
- **Tipo II:** Baja capacidad de penetración en grietas.
- **Tipo III:** Formador de película. Poder intermedio de penetración en grietas.

Capítulo 4 : Programa específico para prevención y control de corrosión

A continuación, para exponer todos los puntos anteriores, vamos a mostrar un ejemplo real del apartado de instrucciones de un programa de prevención y control de corrosión aplicable a un helicóptero AS332 Super Puma destinado en Canarias [11]. Se caracteriza por tener una atmósfera muy corrosiva debido a la presencia de arena procedente del Sahara, materiales que están presentes en zonas volcánicas debido a la naturaleza de las islas, y de salitre y todos los elementos propios de las zonas cercanas al mar:

1. GENERALIDADES:

Se debe ser extremadamente exhaustivo en la limpieza del helicóptero y la búsqueda de corrosión. Cuando finalice la jornada de trabajo, durante las revisiones inclusive, los helicópteros deben quedar cerrados (motores, puertas, registros desmontados, etc.; se debe desmontar la grúa antes de las inspecciones si es necesario para poder abrir y cerrar la puerta encastrada derecha), aunque al día siguiente se vuelvan a abrir para seguir los trabajos sobre el mismo. Se buscarán medios alternativos de protección para tapar las zonas abiertas en caso de no poder instalar los correspondientes registros y carenas. Para la limpieza del helicóptero se debe hacer uso de elementos que permitan llegar a zonas de difícil acceso tales como trapos, gamuzas, brochas, aire comprimido, etc. Además, se debe hacer uso de los productos de limpieza y protección contra la corrosión que vienen reflejados en los manuales. Se tendrá especial cuidado en las zonas en las que por la naturaleza de la célula se acumule el agua y la humedad y por tanto crean sedimentos salinos o arenosos. La corrosión debe ser activamente buscada, especialmente en las zonas más propensas a su aparición, haciéndose uso de elementos tales como espejos, lentes de aumento y linternas para realizar inspecciones con exhaustividad. Cualquier indicio de corrosión debe ser anotado

en la documentación de la aeronave y debe ser subsanada lo antes posible, por pequeño que sea. No se debe hacer distinción entre “oxidación” y “corrosión”, no se debe pasar por alto ningún indicio de desperfecto en el material. Se crea un parte (el 3.C del libro del avión) de registro de la corrosión encontrada en los helicópteros. Los defectos encontrados relacionados con la corrosión se anotarán en el parte 2 y, en aquellos casos en que se considere oportuno por parte de la sección de ingeniería, los responsables de dichas secciones trasladarán al parte 3.C (ver tabla 4.1) los defectos cuya reparación se pueda diferir (aplazar).

Tabla 4.1: Parte 3.C de corrosión del libro del avión. (Fuente: [11])

REGISTRO DE INFORME DE CORROSIÓN Y MANTENIMIENTO DE AERONAVE RELACIÓN DE DISCREPANCIAS CON CORRECCIÓN APLAZADA				Nº DE COLA / Nº DE SERIE
SÍM.	SDM	DISCREPANCIA	ANOTACIÓN EFECTUADA POR	ACCIÓN A TOMAR

- **Consideración para la aplicación de aclarados y lavados de los motores (en todos los casos):** Tanto en el caso del aclarado (“rinsing”) como en de los lavados (“washing” y “cleaning”) de los motores deben aplicarse los procedimientos descritos en el manual usando la ventilación de los motores (“cranking”) en lugar de los procedimientos correspondientes a motor en marcha (“engine in operation”), siempre que las necesidades operativas lo permitan. La tabla 4.2 resume los lavados y protecciones que deben aplicarse a los motores.

Tabla 4.2: Resumen de la periodicidad del mantenimiento de los motores. (Fuente: [11])

FRECUENCIA	ENJUAGADO POR VENTILACIÓN RINSING BY CRANCKING	LAVADO POR VENTILACIÓN CLEANING BY CRANCKING	PROTECCIÓN INTERNA	PROTECCIÓN EXTERNA
Diario tras último vuelo del día	X			
Semanal		X		X
1. A la entrada de inspección (excepto inspección semanal 7D). 2. Parada de más de 72 horas. 3. Previo a la desinstalación del motor. 4. Traslado por mar o por aire.		X	X	X

- **Consideraciones para las misiones de izado sobre el mar (“grúas”):** Se desaconseja la realización de grúas sobre el mar sin la instalación de “piscinas” plásticas de protección que recubran el suelo (impidiendo el filtrado de agua), siempre que las necesidades operativas lo permitan.
- **Grúa de rescate:** Debe aplicarse el mantenimiento especificado en el MSM (Maintenance Program), CMM (Component Maintenance Manual) y MET (Maintenance Manual) [19]. Una grúa sobre barco se debe considerar como uso sobre el mar, con las operaciones de mantenimiento que eso supone.
- **Entrada en inspección:** En general, las acciones de limpieza del helicóptero deben ser de las primeras a realizar cuando un helicóptero entre en inspección. A la entrada de cualquier inspección en la que se prevea una parada superior a los tres días se deben proteger los motores adecuadamente (ver tabla 4.2). Durante las inspecciones, aquellos elementos que sean desmontados deben quedar adecuadamente almacenados y protegidos.

1.1- EXCEPCIONALIDADES:

En aquellos casos en que debido a las necesidades operativas no se tengan los medios necesarios para cumplir con este programa (por ejemplo, durante un desplazamiento temporal de zona de operación de la aeronave a otro con condiciones atmosféricas similares a las que se pueden encontrar en Canarias o en Baleares), se determinarán las acciones a seguir durante y/o después del desplazamiento por parte de la sección de ingeniería y calidad.

2. ACCIONES A REALIZAR SOBRE AERONAVES NUEVAS AL LLEGAR AL ENTORNO DE AMBIENTE SALINO, Y AL ENTRAR EN INSPECCIÓN DE 500 FH / 2Y (Y MÚLTIPLOS):

- 1) Aplicación de una lista de tareas recogidas en el manual de mantenimiento (MET 05-55-00-301)

2) Aplicación de ARDROX 3140 [20] (componente temporal de prevención frente a corrosión muy usado en aeronaves):

2.1- Bahía aviónica.

2.2- Fuselaje bajo los depósitos auxiliares.

3) Instalación de cápsulas VPCI-105 ® [21] en la bahía de aviónica y bajo los suelos de la cabina de carga según el procedimiento que se detalla a continuación. Estas cápsulas son dispositivos diseñados para brindar protección contra la corrosión a componentes metálicos y piezas contenidas en cajas de control:

a. INSTRUCCIONES BÁSICAS DE INSTALACIÓN:

Según se indica en las especificaciones técnicas, las capsulas de control de corrosión VPCI-105, se han diseñado para ser utilizadas en zonas cerradas donde pueden desarrollar su protección hasta dos años. Por lo tanto, en cuanto al lugar de su instalación se considera conveniente posicionarlas en estructuras cerradas en la parte interior del helicóptero. Una gran parte de esta estructura interior está ocupada por los depósitos de combustible y debido a que la falta de espacio impide su ubicación, solo será posible posicionarlas fuera de estas zonas.

b. SITUACIÓN DE LAS CÁPSULAS VPCI-105:

En las figuras adjuntas se han indicado posibles localizaciones para las cápsulas VPCI-105, identificándose por número y posición. Lado izquierdo (I), lado derecho (D), y central (C).

1) En la figura adjunta se encuentran indicadas posibles zonas de aplicación.

2) Se situarían bajo los pisos, fijadas a la parte inferior de los compartimentos a proteger.

3) Las cápsulas, también se pueden situar sobre el revestimiento inferior del interior de la zona de acceso a los equipos instalados delante de la cuaderna 2480, en el lado izquierdo y derecho. 01 I/D

4) Las capsulas se pegarán sobre la chapa de revestimiento interior, limpiando cuidadosamente la zona de aplicación para garantizar una correcta fijación.

- 5) Una vez limpia la zona donde se va a instalar, se abrirá la bolsa de la cápsula y antes de retirar el papel protector, se anotará en la tabla adjunta la fecha y la zona en la que se instaló.
- 6) Una vez que se retire el papel del sistema autoadhesivo de fijación se situará la cápsula en el punto elegido y se presionará con cuidado de no romper la membrana.
- 7) La zona donde se han instalado las cápsulas se cerrará inmediatamente.

c. SUSTITUCIÓN DE LAS CÁPSULAS VPCI-105:

Se considera conveniente sustituir las capsulas cada 2 años, coincidiendo con las revisiones estructurales del helicóptero.

d. FIGURAS DE IDENTIFICACIÓN DE LAS CUADERNAS Y PISOS DEL FUSELAJE:

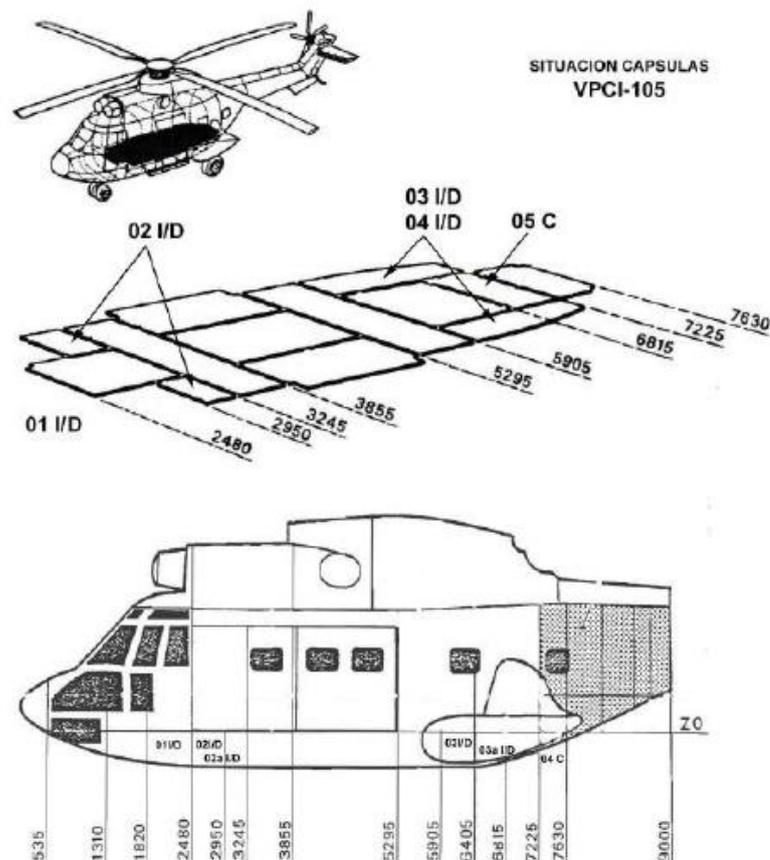


Figura 4.1: Identificación de las cuadernas y los pisos del fuselaje. (Fuente: [11])

e. DATOS DEL HELICÓPTERO:

Tabla 4.3: Datos del helicóptero. (Fuente: [11])

Matrícula	Fecha	HVP	HVT	Ciclos	Tipo de inspección

f. ESQUEMA DE LOCALIZACIÓN DE LAS CÁPSULAS VPCI-105 INSTALADAS:

Tabla 4.4: Esquema de localización de las cápsulas VPCI-105. (Fuente: [11])

C 1820		
Lado izquierdo		Lado derecho
01 I (1). Foto 1		01 D (2). Foto 2
C 2480		
C 2950		
02 I (3). Foto 3		02 D (4). Foto 4
C 3245		
C 3855 PUERTA		
C 5295 PUERTA		
C 5905 HERRAJES TPPAL		
03 I (5). Foto 5		03 D (6). Foto 6
C 6405		
04 I (7). Foto 7		04 D (8). Foto 8
C 6815		
C 7225		
	05 C (09). Foto 09	
C 7630		

g. FOTOS DE LOCALIZACIÓN DE LAS CÁPSULAS VPCI-105 INSTALADAS:

En el caso de considerarlo necesario se pueden realizar fotos de las cápsulas instaladas. Si se realizan las fotos, en los espacios en blanco de la siguiente tabla, se debe anotar el nombre del fichero JPG de las fotos realizadas y posteriormente añadirlas a la documentación digitalizada.

Tabla 4.5: Fotos de localización de las cápsulas. (Fuente: [11])

FUSELAJE INFERIOR CABINA DE PILOTOS C1820-C2480	
01 I (1). Foto 1. Lado Izquierdo	01 D (2). Foto 2. Lado Derecho
FUSELAJE INFERIOR CABINA DE CARGA ANTERIOR C2950-C3245	
02 I (3). Foto 3. Lado Izquierdo	02 D (4). Foto 4. Lado Derecho
FUSELAJE INFERIOR CABINA DE CARGA POSTERIOR C5905-C6815	
03 I (5). Foto 5. Lado Izquierdo	03 D (6). Foto 6. Lado Derecho
04 I (7). Foto 7. Lado Izquierdo	04 D (8). Foto 8. Lado Derecho
FUSELAJE INFERIOR CABINA DE CARGA POSTERIOR C7225-C7630	
05 C (09). Foto 09. Fuselaje posterior central	

3. MANTENIMIENTO DIARIO:

Antes del primer vuelo del día, debe realizarse la siguiente acción:

- 1) Inspección pre-vuelo haciendo hincapié en los siguientes puntos:
 - (a) Drenaje de los tanques. En caso de detectarse agua debe informarse a la sección de ingeniería.
 - (b) Durante la comprobación de los niveles de la CTP, CTI, CTT y CRP, verificar que no hay condensación.

Tras el último vuelo del día se deben realizar las siguientes acciones:

- 2) Inspección post-vuelo haciendo hincapié en los siguientes puntos:
 - (a) Limpieza general del helicóptero. Se debe ser exhaustivo en la limpieza general del helicóptero y en la búsqueda de corrosión.
 - (b) Engrase del rotor de cola.
 - (c) Apertura de drenajes de la estructura inferior. En caso de encontrar agua, se debe registrar y comunicar a la sección de ingeniería.
- 3) Inspección post-vuelo de la grúa de rescate. Seguir indicaciones reflejadas en el programa de mantenimiento.
- 4) Limpieza e inspección de palas principales y de cola. Debe realizarse un endulzado con abundante agua (tanto por la parte superior como por la inferior), limpieza de zonas especialmente sucias y secado con una gamuza de piel (poner especial énfasis en la zona de los tabs, en el borde de ataque y en la zona de la puntera). Se debe comunicar a la sección de ingeniería en caso de que se detecte corrosión.
- 5) Endulzado de célula usando si es posible agentes diluidores (ej. jabón o similar en su debida proporción). Es importante usar abundante agua a baja presión (importante el caudal; evitar el uso de compresores como la Kärcher) para que la sal se disuelva. Debe realizarse el secado de zonas delicadas o donde pueda producirse estancamiento de agua. Evitar que entre agua en los orificios de ventilación del helicóptero.
- 6) Después del último vuelo del día se efectuará un lavado de motor con motores en marcha los cuales se dejarán un rato en marcha para el secado.
- 7) Limpieza de los vástagos de actuadores y trenes.

- 8) En caso de realizar operaciones de grúa sobre el mar, realizar un secado y limpieza del suelo de cabina.
- 9) Cuando no estén en vuelo o en marcha, los helicópteros deben tener instaladas las protecciones, tanto en el exterior como en el interior del hangar.

Las inspecciones post-vuelo después de vuelos nocturnos son preceptivas y deben realizarse justo al finalizar el último vuelo, salvo en casos excepcionales y poniéndolo en conocimiento de la sección de ingeniería y siempre antes del primer vuelo del día siguiente. Se estima en 3 horas-hombre el tiempo necesario para realizar la inspección diaria. En helicópteros en servicio, se debe realizar una puesta en marcha cuando se cumplan 72H desde el último vuelo, y después cada 72H hasta que se produzca el siguiente vuelo. A efectos de mantenimiento posterior, una puesta en marcha se considera como un vuelo. Por ello, debe realizarse el mismo mantenimiento que tras realizar un vuelo (enjuagado de motores, inspección post-vuelo, etc.). El endulzado y secado de la célula y la limpieza de palas se realizarán en caso de ser necesario (on condition). Si un helicóptero en servicio permanece sin volar un mes, se debe realizar un vuelo de, al menos, 20 minutos, tras lo que se realizarán las acciones post-vuelo correspondientes.

4. MANTENIMIENTO SEMANAL (7 DÍAS):

Además de lo contemplado en el mantenimiento diario, cada 7 días se realizarán las siguientes acciones, independientemente de los vuelos realizados:

- 1) Lavado completo de célula en el lavadero siguiendo las indicaciones del procedimiento descrito a continuación:
 - a. Deben tenerse en cuenta las consideraciones reflejadas en la carta de trabajo de lavado (presión y temperatura del agua, concentración de jabón, material, etc.).
 - b. Se usará, de manera obligatoria, el jabón Ardrex 6484 o 6484-A, ya que es el único, de los que refleja el manual, indicado para atmósferas corrosivas.
 - c. Zonas a proteger y tapar:

- i. Poner fundas en sondas de Pitot y tomas estáticas.
 - ii. Poner fundas en las EAP, toberas y válvulas de descarga.
 - iii. Tapar con cinta adhesiva de aluminio todas ventilaciones y orificios, entre otros, los del armario eléctrico, de los depósitos de combustible y de los alojamientos de los depósitos de combustible, de la cabina de carga, la entrada y salida de refrigeración de la bomba eléctrica auxiliar, también los accesos para el sangrado de los filtros de combustible y los orificios de drenaje de sus alojamientos, entrada de aire fresco a cabina (hasta que se disponga de un obturador adecuado).
- d. Zonas que evitar mojar con jabón:
 - i. Elementos dinámicos, palas (principales y de cola), paneles transparentes. Las palas se pueden lavar con jabón Teepol que es el indicado por la carta de trabajo.
- e. Zonas en las que se debe tener especial insistencia:
 - i. Panza: Limpieza con jabón y cepillo, etc., de toda la superficie inferior. Aclarar con abundante agua los restos de jabón y el posible salitre acumulado, especialmente en las zonas de los carenados de las bombas y drenajes de combustible, herrajes de anclaje de la flotabilidad, faro de búsqueda, etc. Así como de la parte inferior de los depósitos de combustible inferiores, pozos y trenes de aterrizaje.
 - ii. Laterales: Limpieza con jabón y cepillo de todo el contorno del helicóptero. La carbonilla que expulsa el motor es muy corrosiva, asegurarse de eliminarla completamente. Aclarar con abundante agua los restos de jabón y el posible salitre acumulado, especialmente en las zonas de los herrajes de los depósitos auxiliares, flotabilidad, grúa de rescate, faro de búsqueda y bisagras de las puertas y del radome.
 - iii. Zona superior y de cola: Limpieza con jabón y cepillo de todas las superficies posibles. Eliminar toda la carbonilla y depósitos de polvo y/o calima. Aclarar con abundante agua los restos de jabón y el posible salitre acumulado, especialmente en las

zonas de los herrajes superiores de la grúa de rescate, en la zona de la antena de la baliza ELT, borde de ataque del estabilizador de cola y zonas de las bisagras de los capós de los motores y de la transmisión de cola.

f. Acciones finales:

- i. Retirar los parches de cinta adhesiva y limpiar y aclarar las zonas con medios manuales.
 - ii. Secar cualquier acumulación de agua o humedad.
 - iii. Informar de cualquier punto de corrosión encontrado y de posibles acumulaciones de salitre al operador que se hará cargo del helicóptero.
- 2) Limpieza de cabeza de rotor principal, BTP y plataforma de transmisión. Importante hacer hincapié en la limpieza, secado, e inspección de los soportes de los cojinetes, donde los problemas de corrosión son frecuentes.
 - 3) Limpieza de palas de rotor principal y de cola.
 - 4) Lavado del radiador de la BTP. Utilizar un trapo empapado en agua desmineralizada.
 - 5) “Cleaning” del motor.
 - 6) Aplicación de limpieza y protección externa de los motores.
 - 7) Inspección visual de la tornillería de los EAP sin desmontaje de estos, tanto internos como externos, así como las manillas, railes y las zonas de estructura adyacentes.
 - 8) Inspección visual de los tornillos y marcos de ventanas y puertas de los pilotos.
 - 9) Limpieza y lubricación con grasa CM 115 en puertas, carenados y paneles (articulaciones y charnelas, varillas de lanzamiento, carriles, mecanismos de bloqueo), entre otros:
 - a. Puertas pilotos.
 - b. Railes puertas cabina de carga
 - c. Bisagras carenado transmisión trasera.
 - d. Bisagras radome.

- e. Bisagras accesos motores. La limpieza y lubricación de los rodillos de las puertas encastradas se hará con aceite CM 103, nunca con grasa, ya que se apelmaza y luego no giran.
- 10) Inspección de los carriles asientos, moviéndolos sin desmontar.
 - 11) Inspección general de la grúa de rescate.
 - 12) Subsanación de aquellos defectos encontrados desde la última inspección, entre otros:
 - a. Reposición de pintura en zonas en que esta se haya deteriorado.
 - b. Eliminación de la corrosión detectada.
 - c. Cambio de tornillería con corrosión.
 - d. Reposición de protecciones perdidas en elementos metálicos al descubierto, en conectores eléctricos, transmisores de presión, manocontactores y antenas (protección de superficie CM 318, barniz CM 514, grasa CM 153, grasa CM 163, según corresponda).
 - 13) Inspección general del soporte de la luz anticolidión.

Se estima en 5 horas-hombre el tiempo necesario para una inspección semanal.

5. INSPECCIÓN DE CORROSIÓN BIMENSUAL (2M):

Además de lo contemplado en el mantenimiento diario y en el semanal, se realizarán las siguientes acciones:

- 1) Se deben aplicar las siguientes tareas del programa de mantenimiento:
 - a. Tarea "*Preparation of check for corrosion*".
 - b. Tarea "*Preparation of severe climatic conditions inspection*"
Comprobación del estado de los protectores.
 - c. Tarea "*Transmission deck*".
 - d. Tarea "*Cabin floor*". Incluyendo aspirado y limpieza de todo el suelo.
 - e. Tarea "*Cockpit floor*". Incluyendo aspirado y limpieza de todo el suelo (también bajo los pedales de los pilotos).
 - f. Tarea "*Tail boom frame corrosion*".
- 2) Limpieza de los drenajes de la estructura superior. Se rociará abundante agua a baja presión por los drenajes y se verificará que no existen obstrucciones en los mismos.

- 3) Limpieza de la cabeza de rotor principal.
- 4) Comprobación de los cordones de estanqueidad.
- 5) Apertura de los siguientes registros y carenas:
 - a. Desmontar los carenados inferiores traseros de la puerta de carga derecha.
 - i. Inspección general de la zona.
 - b. Desmontar carena superior servo de cola.
 - i. Inspección general de la zona.
 - ii. Comprobar estado de los sellantes aplicados.
 - c. Abrir el registro lateral del servo cola.
 - i. Inspección general de la zona.
 - d. Desmontar carena tramo oblicuo.
 - i. Inspección general de la zona.
 - e. Desmontar carenado transmisión trasera.
 - i. Inspección general de la zona.
 - ii. Inspección de los cables de mando y tensores.
 - iii. Inspección de las bisagras.
 - iv. Inspección y secado de los sopores de los cojinetes de la transmisión
 - f. Abrir maletero.
 - i. Inspección general de la zona.
 - ii. Inspección visual de la cuaderna 9000.
 - iii. Inspección de la zona bajo el suelo de cabina.
 - iv. Inspección de las hembrillas.
 - v. Secado e inspección de la tornillería debajo de la goma de cierre de la puerta del maletero.
 - g. Desmontar carenaje depósitos auxiliares
 - i. Inspección general de la zona, prestando especial atención a los herrajes de sujeción del depósito auxiliar.
 - ii. Inspección de conectores hidráulicos y eléctricos.
 - iii. Inspección del tren de aterrizaje principal (vástagos, rótulas, etc.).
 - h. Abrir los siguientes suelos (ver figura 4.2).

- i. Zona delantera: pisos 2 y 13.
- ii. Zona trasera: pisos 7, 9, 10,11 y “triángulos laterales”.
- iii. Inspección general de la zona bajo los pisos.
- iv. Comprobación de existencia de depósitos de sal.
- v. Inspección de las hembrillas, herrajes, etc.
- vi. Inspección de conectores.

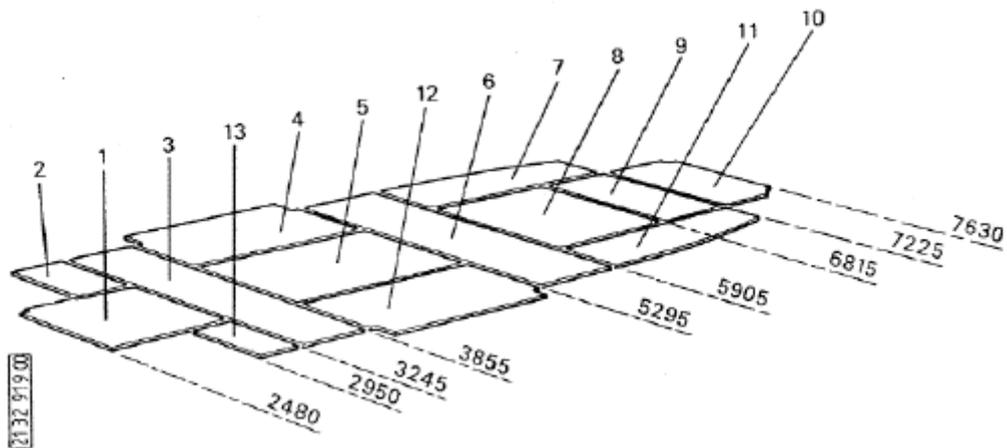


Figura 4.2: Esquema de los suelos del helicóptero. (Fuente: [11])

- i. Armario equipos eléctricos/electrónicos.
 - i. Inspección general del armario.
 - ii. Inspección de las hembrillas de unión entre la cabina de pilotos y la de carga que sean accesibles.
 - iii. Comprobación de existencia de depósitos de sal en la zona accesible de la estructura inferior.
- j. Armario bloque hidráulico PA.
 - i. Inspección general del armario.
 - ii. Inspección de las hembrillas de unión entre la cabina de pilotos y la de carga que sean accesibles.
 - iii. Comprobación de existencia de depósitos de sal en la zona accesible de la estructura inferior.

- k. Desmontar todas las secciones de recubrimiento textil del interior de la cabina de carga. Despegar la zona inferior de recubrimiento textil de cabina hasta una altura de unos 50 cm.
 - i. Inspección general de la estructura.
 - ii. Inspección de todos los conectores.
- l. Abrir ambos registros de acceso a la bahía de aviónica bajo puestos de pilotos.
 - i. Comprobación del estado de las juntas de los registros (peldaños pilotos). Sustitución de la junta en caso de estar en mal estado.
 - ii. Inspección de las partes estructurales.
 - iii. Inspección de las bandejas de los equipos.
 - iv. Inspección de los conectores y de los equipos.
- m. Abrir el radome.
 - i. Inspección de las partes estructurales (tornillos, hembrillas, etc.).
 - ii. Inspección de las bandejas de los equipos.
 - iii. Inspección de los conectores y de los equipos.
 - iv. Comprobar el tubo de drenaje.
- n. Inspección pozo tren delantero.
 - i. Inspección general.
 - ii. Comprobación del estado de la pintura.
 - iii. Comprobación del estado de los vástagos.
- o. Inspección la BTP de los tornillos ventilador de la BTP y rejilla.
- p. Limpieza de cabeza de rotor principal, BTP y plataforma de transmisión.
- q. Inspección tornillos de unión entre CRP y BTP.
- r. Desmontar las EAP.
 - i. Inspección general de la zona bajo los mismos.
 - ii. Inspección general de las EAP.
 - iii. Inspección detallada de la tornillería de los EAP, tanto interior como exterior.

- iv. Desmontaje del carenado del ventilador de las EAPS en caso de agarrotamiento de este.
 - s. Desmontar los carenados de la panza que no se puedan inspeccionar sin desmontaje.
 - i. Inspección general.
 - t. Desmontar los asientos de los pilotos.
 - i. Inspección general de la zona.
- 6) Inspección y limpieza de las masas del helicóptero que puedan ser inspeccionadas sin desmontajes de elementos.
- 7) Inspección general del estado de la grúa de rescate (mástil, racores, tuberías, etc.).
- a. Desmontaje del cristal del faro de búsqueda Espectrolab para su limpieza interior.
- 8) Todos los defectos encontrados durante esta inspección, así como aquellos con los que entrara en la misma, deben quedar subsanados.
- Se estima en 5 días el tiempo para una inspección bimensual.

6. PUNTOS DE INSPECCIÓN ESPECÍFICOS ANUALES:

- Cambio de cápsulas VPCI de la bahía de aviónica.
- Realizar un análisis de muestra de agua utilizada en el lavadero.

Capítulo 5 : Casos prácticos

En este apartado, se expondrán una serie de casos en los que la corrosión ha causado algún tipo de problema y ha sido necesario encontrar una solución:

1. ANCLAJE DE UNA BTI:

Se detecta corrosión en un helicóptero AS332 Super Puma que suele operar en ambientes salinos, y que se encontraba en una revisión de 50 FH (horas de vuelo) junto a una inspección bimensual de corrosión del programa específico [11] que se ha expuesto anteriormente. Durante la apertura de registros que viene indicada en la revisión bimensual de corrosión, se inspeccionan la parte trasera y oblicua para comprobar el estado de la zona y realizar una limpieza. Se detecta corrosión en la pieza P/N332A24-0609-21 de la caja de transmisión intermedia (BTI), y en los suplementos laminados P/N330A24-2042-27.



*Figura 5.1: Corrosión en el soporte delantero izquierdo de la BTI.
(Fuente: Elaboración propia)*

En la siguiente figura se puede observar la pieza afectada desmontada, y se aprecia perfectamente el daño por corrosión.



Figura 5.2: Pieza corroída. (Fuente: Elaboración propia)

Esta pieza es parte de la plataforma de transmisión del botalón de cola de la estructura primaria de fuselaje. Es el soporte de fijación de la caja de transmisión intermedia (BTI) delantera.

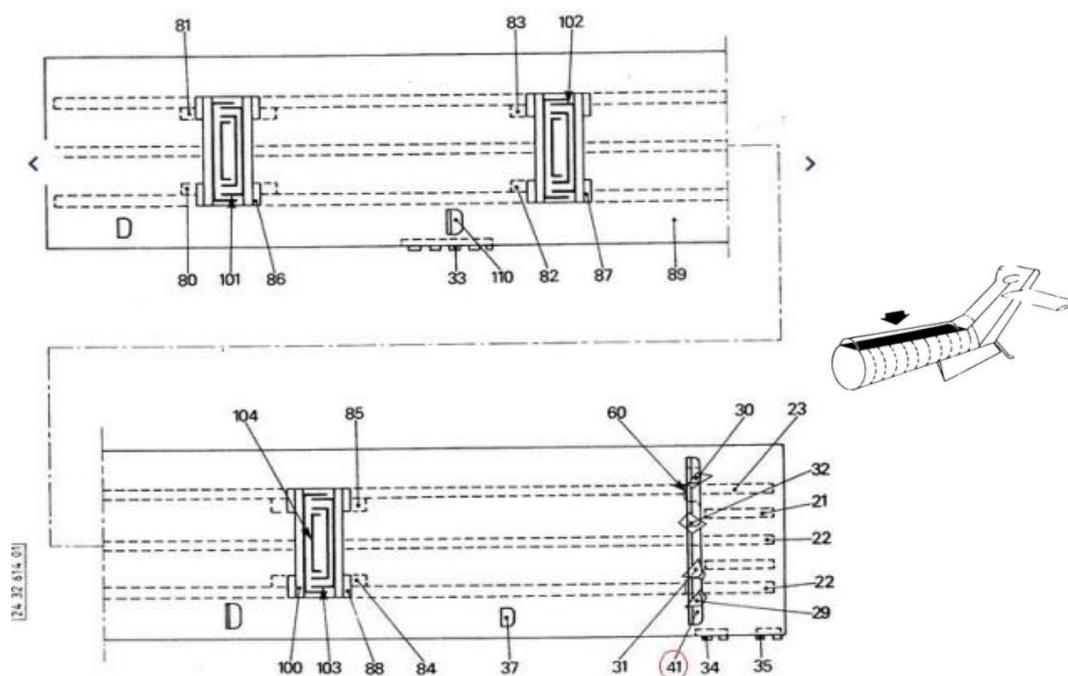


Figura 5.3: Planos del botalón de cola, la pieza afectada es la 41.
(Fuente: MRS 53-10-40,01 Fig.9)

Consultando el MRS, se puede observar que la pieza tiene un perfil extruido de material A-U4G1/T6 [22] de dimensiones 3x32x20 mm. Se puede observar el plano de la pieza en la siguiente figura:

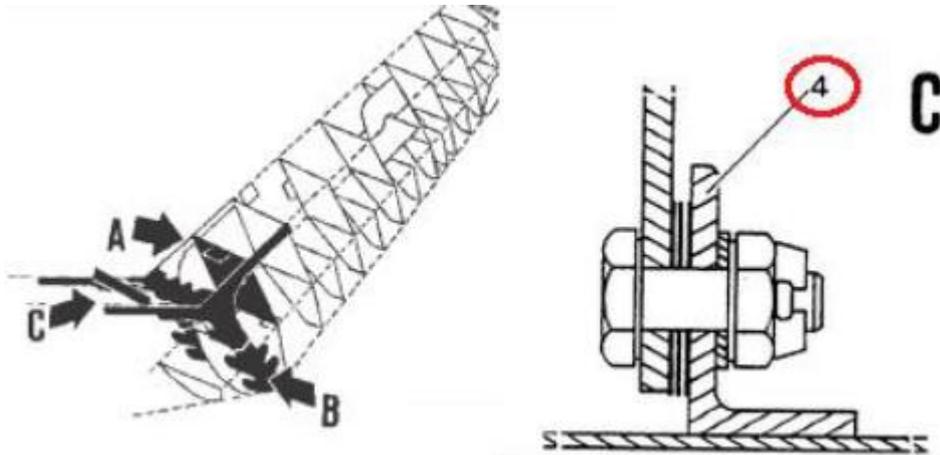


Figura 5.4: Fijación delantera de la caja de transmisión intermedia. (Fuente: MRS 53-00-00,01 Fig. 14)

Todos los manuales que se han utilizado para saber cómo proceder en este caso, siguen el sistema de numeración ATA 100. Las acciones que se tomaron para subsanar el problema por corrosión fueron las siguientes:

- 1) Se procede eliminando imprimación y pintura y se pule con papel de lija de mayor grano a menor para el acabado el material hasta sanear la zona por completo de corrosión, como se puede apreciar en la siguiente figura:



Figura 5.5: Soporte visto desde la parte delantera izquierda de la BTI tras sanear la corrosión. (Fuente: Elaboración propia)

- 2) Se miden espesores remanentes de la zona después de sanear. Se realiza por ultrasonidos con palpador de 0.125". El espesor nominal es de 3 mm sin contar imprimación y pintura final. Se mide también el espesor del lado derecho, que no tenía corrosión, como referencia. Los datos han sido recogidos por la sección de ensayos no destructivos de la Sección de Ingeniería y Calidad.

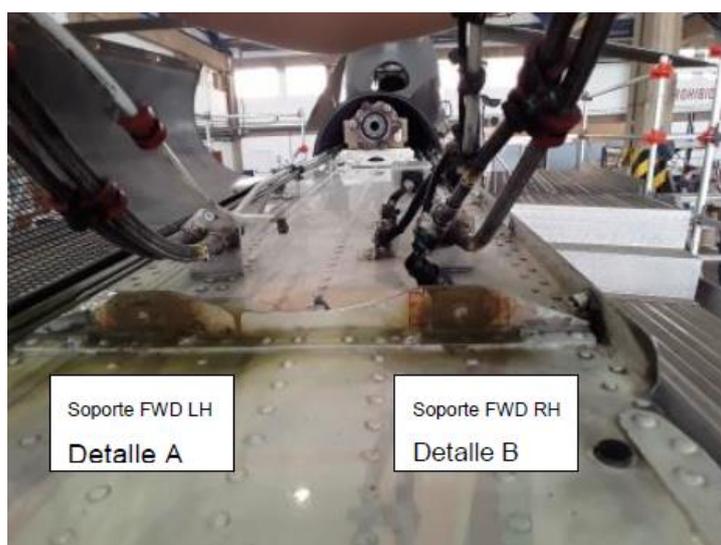


Figura 5.6: Situación del soporte con corrosión.
(Fuente: Elaboración propia)

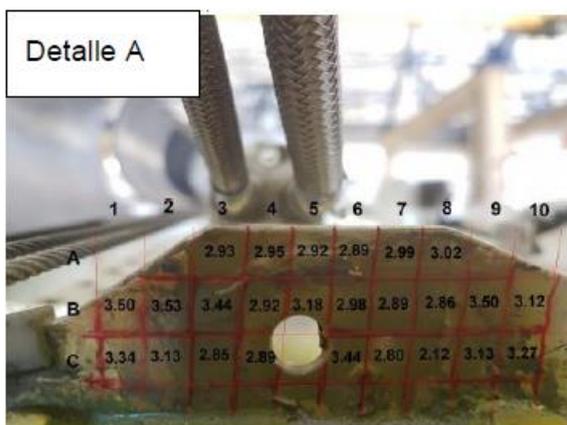


Figura 5.7: Detalles A y B donde se pueden ver los espesores del herraje de fijación en mm. (Fuente: Elaboración propia)

A la vista de los datos que se han recogido en un informe por la sección de ensayos no destructivos, la Sección de Ingeniería ha determinado lo siguiente:

- Las inspecciones de esta zona se repiten cada 50 horas de vuelo o 2 meses.
- La sustitución de este angular no es un trabajo de segundo escalón de mantenimiento, ya que requiere entre otros, el alineamiento de los ejes de transmisión.
- Si el angular tiene 3 mm de espesor, una pérdida máxima de material del 10% en toda su superficie supondría que el espesor mínimo total sería de 2,70 mm. De igual forma una pérdida del 5% del material en toda su superficie supondría que el espesor mínimo total sería de 2,85 mm.
- Las pérdidas de material de forma parcial en la zona inferior del angular, donde se aprecia corrosión antes de reparar, serían asumibles, hasta profundidades de 0,30 mm (2,7 mm).
- En los valores indicados en el informe que proporcionó la sección de ensayos no destructivos, no se indican medidas inferiores a 2,7 mm en la zona donde se había detectado la corrosión.

Por todo lo expuesto anteriormente, se consideran aceptables los daños indicados en esta pieza, siempre que se realicen las siguientes acciones de mantenimiento:

- Finalizar el proceso de protección superficial del angular aplicando pintura de recubrimiento de poliuretano.
- Realizar un seguimiento del estado de la reparación efectuada en las inspecciones de 50 FH/2 meses.
- Se realizará una inspección por corrientes inducidas de manera puntual a las 50 HV, reportando los resultados a la sección de control de calidad.
- Comunicar a la sección de ingeniería cualquier discrepancia que se detecte en este elemento, para que se determinen las acciones a tomar.
- Se incluirá un punto nuevo de inspección en cuanto a corrosión de los soportes de fijación de la BTI en la inspección del programa de control de corrosión.

Este defecto se encontró en una inspección de 550 FH que fue precedida por una revisión de 500 FH realizada por el fabricante de la aeronave. Tras la finalización de esta, se entregó a su destino y se realizaron 19 periodos de operación, siendo únicamente cuatro de ellos, vuelos por debajo de los 100 ft sobre el mar (donde

se tiene una mayor exposición al agua marina). Al realizar la inspección de 50 FH y la bimensual del programa de prevención de corrosión, se detectan varias zonas con una corrosión excesiva, además de depósitos de sal (ver figura 5.8) en un corto periodo de tiempo (desde la llegada de la aeronave a la zona de operación procedente del centro de mantenimiento del fabricante).



Figura 5.8: Depósito de sal en la estructura bajo el piso en la esquina trasera derecha. (Fuente: Elaboración propia)

En el programa de prevención y control de corrosión que hemos explicado anteriormente [11], se recoge que, en la inspección bimensual, se debe realizar la apertura de registros y carenas del tramo oblicuo y de la transmisión trasera para inspección de general de la zona, de cables y bisagras. También se establece la apertura de suelos para comprobación de existencia de depósitos de sal y el estado general de hembrillas, herrajes, conectores, etc. Se entiende que ambas discrepancias deberían haber sido descubiertas y subsanadas en la revisión de 500FH/2Y. La corrosión del soporte de la BTI es la más preocupante ya que es una pieza que soporta vibraciones y esfuerzos.

Por todo lo explicado anteriormente, se pide poner un especial interés en la detección y eliminación de la corrosión en sus primeras etapas, haciendo hincapié en los puntos del programa de prevención y control de corrosión donde se encontraron los daños. También se va a crear un procedimiento para la recepción de aeronaves procedentes de centros reparadores externos, que establezcan una

verificación previa a la aceptación de la aeronave de ciertos puntos críticos a la corrosión, en base a la experiencia previa del personal de la zona de destino de la aeronave [23]-[26].

2. SUSTITUCIÓN DE LOS CASQUILLOS DEL REGISTRO 68:

Durante la bajada del motor derecho de un avión F18 Hornet que opera en las Islas Canarias debido a una avería, se realiza una inspección visual del capó 68 donde va colocado el motor y se detecta una grieta pasante en la orejeta de la cuaderna P/N 74A331679 en la Y657.350. Se solicita disposición de ingeniería, y se concluye que la mejor solución es montar un registro 68 procedente de otra aeronave. Para el montaje, se requiere asistencia de ingeniería ya que, al ser los casquillos excéntricos no se pueden reutilizar, por lo que será necesario sustituir los cuatro de la parte del avión. Después de intentarlo una semana se ve imposible la instalación por métodos comunes, y la instalación según [27], WP 19 04 apartado 14 es imposible debido a que no se dispone de los útiles necesarios. Se diseña un procedimiento para su instalación sin dañar las orejetas ni el tratamiento superficial. El procedimiento es el siguiente:

2.1- TRABAJOS PREVIOS:

- Realizar los procedimientos correspondientes a los trabajos sobre el avión. Realizar las órdenes y solicitudes de mantenimiento necesarias para poder hacer el mantenimiento del avión.
- Preparación de 8 fichas circulares de aluminio (dos por cada orejeta, una como guía de montaje, y otra para la fabricación del casquillo definitivo de cobre berilio). Las medidas son las siguientes [27]: Diámetro exterior $1,0038'' - 0,0008''$, y espesor de $0,197'' \pm 0,05''$.
- Fabricación de una guía de taladro con el tamaño de un pestillo. El interior estará centrado para una broca M5, diámetro exterior de $0,625'' - 0,022''$. Para esto se necesita un pestillo viejo.

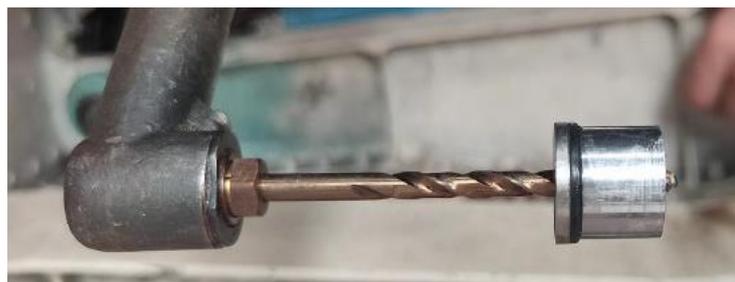


Figura 5.9: Pestillo con el taladro. (Fuente: Elaboración propia)



Figura 5.10: Medidas del pestillo. (Fuente: Elaboración propia)

2.2- TRABAJOS SOBRE EL AVIÓN:

- a. Se retiran los antiguos casquillos según [27] WP 019 04.
- b. Se instala en frío dos fichas por orejeta.



Figura 5.11: Fichas de aluminio instaladas en las orejetas. (Fuente: Elaboración propia)

- c. Se instala el registro 68, con el lockset desinstalado ([27] WP 19 01) se instalan todos los fasteners.
- d. Con la guía colocada en la orejeta del registro y las fichas instaladas en la parte avión, se realiza el taladro que nos marca el centro del diámetro excéntrico.



Figura 5.12: Colocación de la guía en la orejeta. (Fuente: Elaboración propia)



Figura 5.13: Taladros realizados en las fichas de aluminio. (Fuente: Elaboración propia)

- e. Se extrae una ficha de cada orejeta, dejando la otra instalada.
- f. Se conforman los agujeros interiores de los casquillos (4) que aún se encuentran instalados, mediante una sierra de corona con diámetro exterior menor de $0.6245'' + 0.022'' - 0.022''$, llegando a este diámetro con un escariador expansible. Si no es posible usar una corona, se irán realizando los taladros interiores mediante escariadores.



*Figura 5.14: Ficha de aluminio una vez conformado el taladro interior.
(Fuente: Elaboración propia)*

El material utilizado para fabricar los casquillos para la reparación contiene berilio. Las partículas generadas por el taladrado de este material pueden generar daños pulmonares, y síntomas similares a los de una alergia. Es importante evitar el contacto con la piel, proteger ojos y cara, y usar un respirador.

- g. Los casquillos con los centros marcados se enviarán al taller para la fabricación de los definitivos de Cu-Be.
- h. Con los casquillos provisionales conformados, se monta el lockset ([27] WP 19 01), se instalan los fasteners y se prueba que cierra correctamente. En el caso de que no cierre, volvemos al punto b. Es muy importante colocar todos los fasteners y asegurar que las hembrillas estén colocadas de la manera correcta, pues podría cambiar la alineación de las orejetas.

- i. Ayudándote de la siguiente herramienta (ver anexo A), y sirviendo de guía el casquillo de aluminio con el orificio ya conformado, se instala el casquillo de Cu-Be: Debe de enfriar al menos 48H en nitrógeno líquido, y una vez colocada la herramienta, se sujeta con la llave fija, y con el EPI adecuado se coloca el casquillo de Cu-Be, la arandela y la tuerca. Sirviéndose de una llave fija cerrada de carraca 3/4 se instala el casquillo.

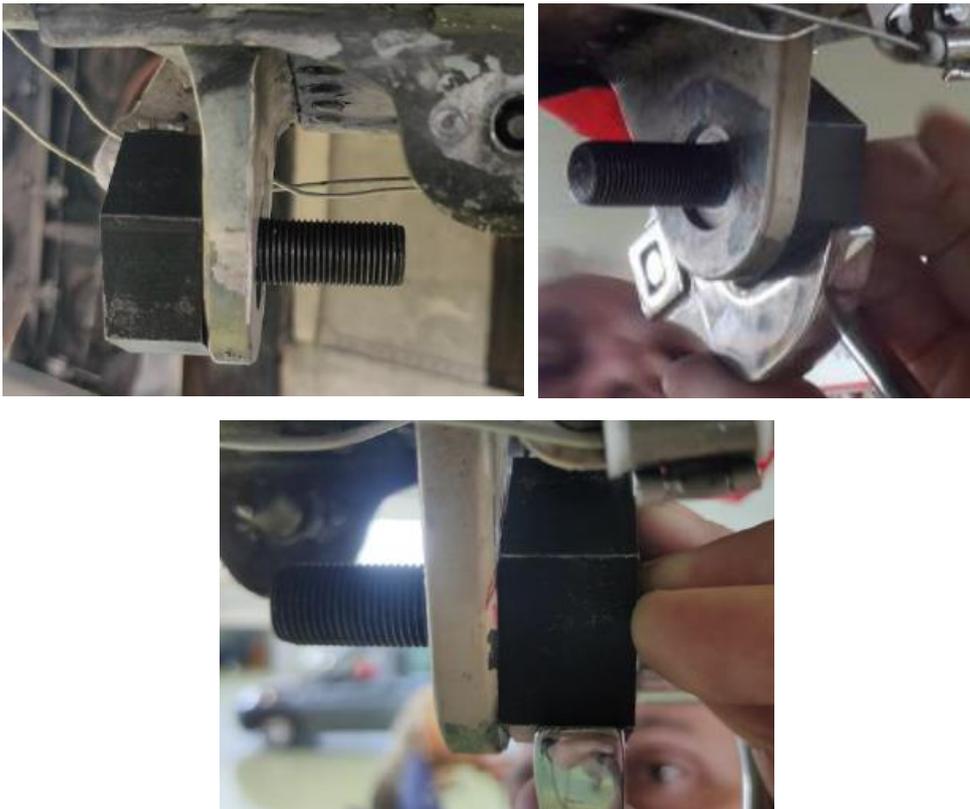


Figura 5.15: Colocación inicial de la herramienta. (Fuente: Elaboración propia).



Figura 5.16: Sistema montado. (Fuente: Elaboración propia)

- j. Se espera a que la pieza vuelva a temperatura ambiente, unos 10 minutos aproximadamente para poder extraer la herramienta. Se procede con la misma operación en las orejetas restantes.



Figura 5.17: Casquillo instalado mientras recupera temperatura. (Fuente: Elaboración propia)

- k. Se instala el registro 68 completo y se comprueba el correcto funcionamiento. [28]

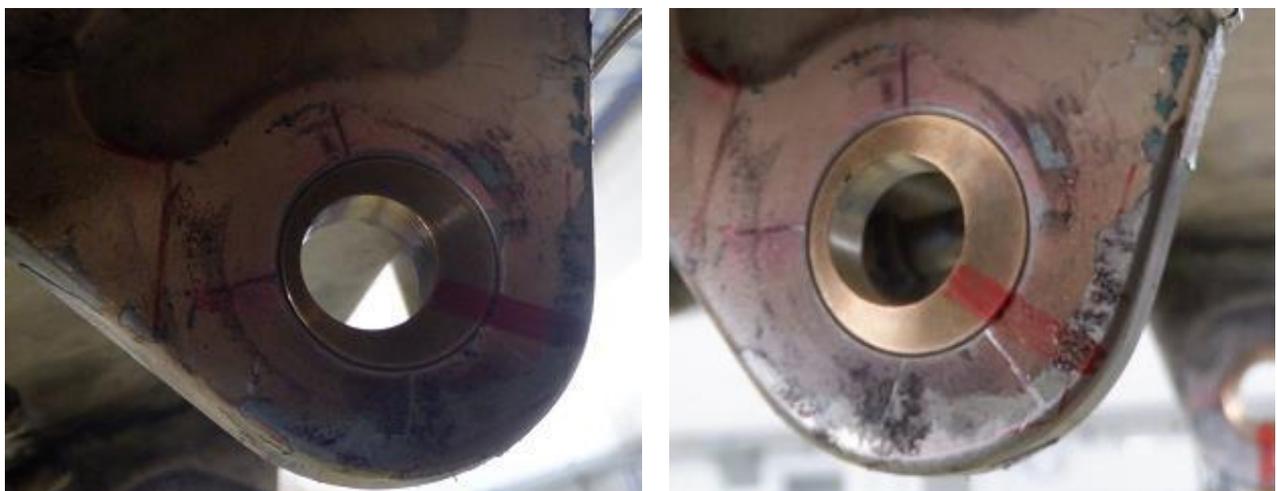


Figura 5.18: Casquillos de Cu-Be instalados. (Fuente: Elaboración propia)

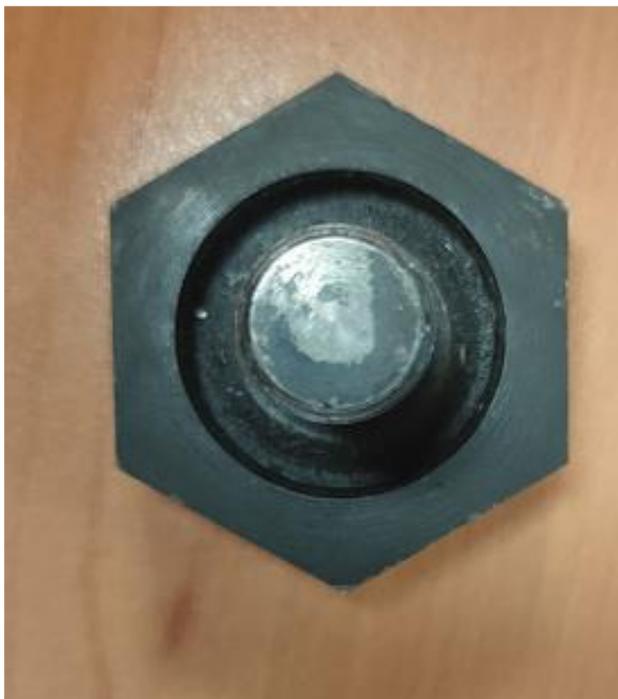
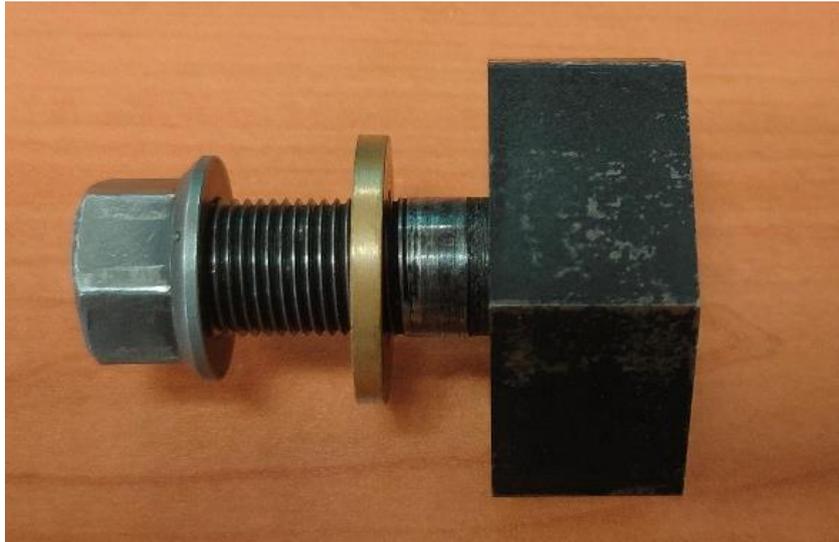


Figura 5.19: Herramienta. (Fuente: Elaboración propia)

3. PISCINAS DE PROTECCIÓN PARA LOS SUELOS DE LA CABINA DE LOS HELICÓPTEROS:

Durante las operaciones de rescate sobre el mar se produce la introducción de gran cantidad de agua salada en la cabina de carga de los helicópteros Super Puma al ser arrastrada por los rescatadores o por los propios rescatados. A pesar de los cordones de sellado existentes entre los paneles del suelo, el agua salada se filtra hasta el interior de la estructura, propiciando las condiciones idóneas para la aparición de corrosión en los propios paneles y en diferentes zonas estructurales de los helicópteros. [29] Un ejemplo reciente es el siguiente, la entrada de agua se da normalmente cuando hay tareas de rescate en mar (los rescatadores/rescatados suben mojados y llenan de agua la cabina de carga), pero en esta ocasión en concreto ha tenido una magnitud mayor por las condiciones del equipo de los zapadores que realizaban las maniobras y por el número de repeticiones seguidas que se han hecho. Desde la sección de ingeniería se ha recomendado abrir los drenajes inferiores, tratar de endulzar todo lo posible, escurrir y secar el agua que quede y, sobre todo, adelantar lo máximo posible la próxima inspección bimensual (con desmontaje del maletero y apertura de todos los suelos traseros según o visto en el capítulo 4 de este trabajo) para evitar todo lo posible la aparición de corrosión dentro de la estructura. En las siguientes imágenes se puede ver la magnitud del problema. Se ha utilizado un colorante amarillo fluorescente para poder identificar el agua marina. [30]



Figura 5.20: Agua cayendo por la estructura del suelo de la cabina de carga. Se observa que pasa a través de las hembrillas de la zona del maletero, por los agujeros de drenaje de los depósitos de combustible y por otras zonas de la estructura. (Fuente: Elaboración propia)



Figura 5.21: Agua estancada en la rampa del maletero, acceso por la puerta trasera. (Fuente: Elaboración propia).



Figura 5.22: Agua estancada en la esquina trasera derecha y en alojamientos de argollas y sujeciones del suelo. (Fuente: Elaboración propia)

El continuo contacto de agua salada con los paneles del suelo ha provocado la corrosión y deterioro de estos y de la estructura ubicada bajo ellos. Ha habido ocasiones en las que se han tenido que adquirir paneles nuevos de sustitución, con costes que rondan los 23.000€ por unidad.



Figura 5.23: Corrosión en los paneles del suelo de la cabina de carga. (Fuente: Elaboración propia)

Item O Item D	Qty.	Sales Unit	Availability Date	Description Ordered PN Delivered PN	Unit price in EUR	Total price in EUR
10	1	PC	28.08.2015	PANEL FLOOR C5905-6815 332A08-0841-11 332A08084111 EQU	23.000,91 / PC	23.000,91
Manufacturer : F0210						
Nato code : 1560-14-545-7776						

Figura 5.24: Presupuesto de compra de un panel del suelo de la cabina de carga. (Fuente: [29])

También se han tenido que realizar numerosas reparaciones para eliminar la corrosión y reponer el estado estructural original en zonas donde se ha filtrado el agua salada.



Figura 5.25: Ejemplos de corrosión bajo el suelo de la cabina. (Fuente: Elaboración propia)

Como consecuencia de los daños encontrados continuamente en diferentes helicópteros, se ha introducido una inspección debajo de algunos paneles del suelo y de otras zonas como el maletero cada 2 meses, lo que suponen una gran carga de trabajo y un aumento de las paradas de mantenimiento programado, así como riesgos añadidos asociados al montaje y desmontaje de los paneles.

Se concluye que la única forma de evitar daños como los descritos y a la vez reducir los tiempos de parada por mantenimiento programado, es la fabricación o la adquisición de piscinas de protección que cubran completamente los suelos de las cabinas de los helicópteros que realizan operaciones de salvamento sobre el mar.

3.1- REQUISITOS DE LAS PISCINAS:

Las piscinas deberían cumplir con los siguientes requisitos:

1. Generales:

- a. Cubrir toda la superficie del suelo de la cabina de carga.
- b. Asegurar la estanqueidad en todo tipo de operaciones.
- c. Ser fácilmente extraíbles, para realizar tareas de mantenimiento o para la realización de misiones en las que no sea necesaria.
- d. Disponer de una superficie antideslizante que impida resbalones y accidentes durante la operación.
- e. Permitir el acceso a los diferentes anclajes del suelo y de instalación de asientos y camillas, así como tomas de combustible, evitando la entrada de agua por dichos accesos.
- f. Quedar asegurada su instalación frente a cualquier emergencia, por ejemplo, ante un eventual vuelco de la aeronave.
- g. Debe tenerse en cuenta que el agua filtrada tiende a desplazarse hacia la parte trasera del helicóptero, debido a la actitud de este durante la realización de grúas en estacionario.

2. De construcción:

- a. Se realizará en lona plástica según muestra de ejemplo en la figura E.1.
- b. Las costuras serán selladas para impedir el paso del agua hacia la estructura.
- c. Se dispondrán cuatro “diques” de contención según planos de las figuras del anexo B (ver figura B.1) con un elemento de gomaespuma en su interior de forma que mantenga su forma para cumplir su función, pero que sea fácilmente colapsable en caso

- de ser pisado, para no constituir un obstáculo durante las operaciones de rescate.
- d. La zona comprendida entre las puertas de carga y delimitada por tres de los diques anteriores, se cubrirá con una alfombrilla de goma antideslizante adherida a la lona para protegerla de impactos. Esta es la zona principal de trabajo durante las operaciones de rescate, por lo que será la zona de la piscina con más desgaste y la más propensa a tener desgarros y filtraciones en el futuro.
 - e. La alfombrilla anterior se extenderá hacia el exterior de la puerta derecha para proporcionar una superficie continua que evite enganchones cuando se introduzcan las camillas, rescatadores, etc. Este “faldón” dispondrá de sendos sistemas de fijación (elásticos con ganchos) al estribo de subida al helicóptero en cada esquina inferior (ver figura B.1), además de un peso en su extremo.
 - f. La superficie fuera de la zona de las puertas se cubrirá con tiras adhesivas antideslizantes.
 - g. El cuarto dique se situará en la zona trasera de la cabina, delante del maletero.
 - h. La piscina se extenderá 100 mm por las paredes en todo su perímetro, excepto en las zonas de las puertas del armario eléctrico, el armario del Piloto Automático (P.A.) y la zona del asiento del mecánico de vuelo, donde se extenderá 50 mm. Ver figura B.1.
 - i. El acceso a los elementos del suelo (argollas de sujeción y enganches) cuando sea necesario su uso se hará a través de orificios en la lona plástica mediante el uso de “botas” que podrán ser convenientemente selladas cuando no sea necesario dicho acceso. En los planos de las figuras del anexo B se indican en azul los puntos de anclaje que deben ser accesibles, incluyendo:
 - i. Anclajes de los tanques ferry

- ii. Anclajes de los asientos de tropa laterales
 - iii. Argollas de estiba de cargas interiores
 - iv. Argollas de enganche de arneses para la tripulación
 - v. Anclajes de sujeción para las camillas. El anclaje de las camillas se encuentra en medio de la zona principal de trabajo, por lo que se propone un acceso tipo como el indicado en las figuras del anexo E, que permita esconderlo cuando no sea necesario su uso, evitando así generar un obstáculo para la tripulación durante las misiones.
- j. Deben ser accesibles las tomas de combustible de los tanques ferry, que se encuentran en el zócalo en las zonas de las puertas. Ver figuras del anexo B.
 - k. Toda la superficie inferior irá protegida del roce con el suelo del helicóptero con una manta gruesa que, además, será de un material que absorba las posibles entradas de agua por cualquier daño en la cubierta de protección.
 - l. El elemento de protección tendrá adheridas cintas de velcro por todo su perímetro (excepto en las zonas de las puertas de los armarios del P.A. y eléctrico) y en las partes en contacto con el suelo del helicóptero como medio de fijación que permita un fácil montaje/desmontaje. En las figuras del anexo B se proponen las tiras de velcro de sujeción para el suelo y las paredes.
 - m. Todas las zonas donde vaya instalado dicho velcro irán reforzadas con, al menos, dos capas de lona plástica cosida y sellada.

3. Fijación a la estructura:

- a. Se efectuará a través de cintas de velcro adheridas a los suelos y por todo el zócalo de 45 mm de altura del perímetro. Dichas cintas irán fijadas, además de por adhesivo, con tornillos y arandelas avellanadas donde sea posible (haciéndose uso de fijaciones de los carriles de los asientos, por ejemplo). Ver figuras del anexo B.

3.2- EJEMPLOS UTILIZADOS EN OTROS HELICÓPTEROS:

En el Anexo C se muestran fotografías de un ejemplo de piscina comercial instalada por Airbus Helicopters en un helicóptero modelo EC225. En el Anexo D se muestran fotografías de un ejemplo de piscina de protección instalada en un helicóptero modelo Sea King de SASEMAR. Se puede apreciar una notable peor calidad en comparación con la piscina mostrada en el Anexo C. [11], [29], [31], [32]

4. CORROSIÓN EN LA CAVIDAD DEL TANQUE NÚMERO 4 DE COMBUSTIBLE DE UN AVIÓN DE COMBATE:

Durante una inspección diaria se detecta una pérdida por el drenaje seco del tanque 4. Esta deficiencia obliga a la desinstalación de la vejiga por el mal estado general de la misma. En el momento en que se descubre este problema, el avión entra en parada de mantenimiento por avería. Le quedan 86 horas de vuelo para la siguiente inspección H2 (200 h). La aeronave tiene 478 horas de potencial hasta su límite de vida de 7000 horas de vuelo.[33]

En la aplicación de la tarjeta 3025 del MMP 370 [34] (inspección del mamparo límite del depósito de combustible) durante las inspecciones H3 (400 h) de este avión no se han reportado nunca indicios de grietas. La OTCP 1C 15 1036 AFC 239 de refuerzo de los paños no está aplicada (es una modificación de las paredes del depósito 4). Por esto, corresponde aplicar la tarjeta de inspección especial E46 establecida en el (SP)A1-F18AC-MMP-400S-01 [35] , consistente en una inspección visual y por corrientes inducidas de ambos fuel barrier webs [36], situados entre las estaciones Y544.000 Y557.500 y entre las estaciones verticales Z99.320 Z118.000.

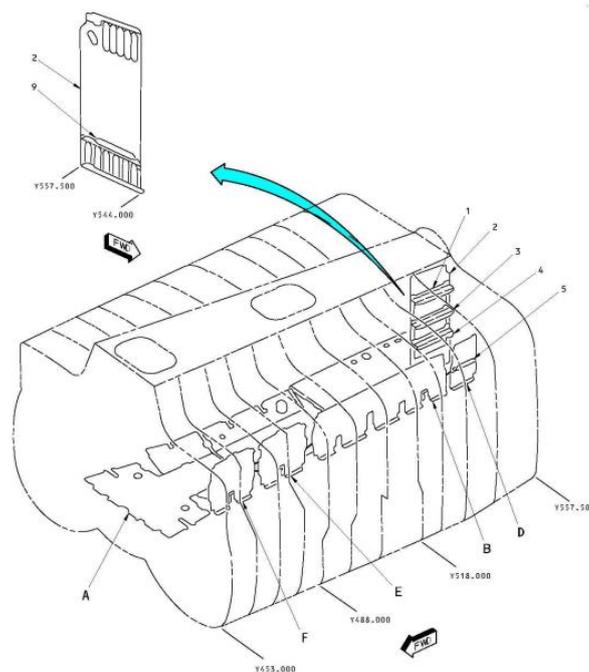


Figura 5.26: Localización del fuel barrier web. (Fuente: [36])

Según [36] WP 023 01 el material de esta pieza es 7075-T62 con un espesor de 0.050” en los bordes (lands) superior e inferior, de 0.035 en el resto de bordes (lands) y de 0.020 en las zonas entre bordes (bays). El manual establece necesidad de disposición de ingeniería para daños despreciables y para reparaciones de cualquier daño en estos paños.

Se aplica el siguiente procedimiento según la tarjeta de inspección especial:

- 1) Observar los procedimientos generales y precauciones de mantenimiento a la hora de trabajar en tanques de combustible. [37]
- 2) Si no se ha hecho previamente, dejar ventilar el depósito número 4 durante al menos 48 horas.
- 3) Extender papel Kraft A-A-203 con paneles de 3/8 de pulgada debajo de cojines de espuma de dos pulgadas de ancho especialmente preparados para proteger el suelo del depósito número 4.
- 4) Quitar la cinta adhesiva negra y las espumas que se observan en la figura 5.27, de las tres zonas de inspección marcadas en la figura 5.28 en los lados izquierdo y derecho.



Figura 5.27: Espumas y cinta negra recubriendo la zona de inspección. Se muestra el lado izquierdo. (Figura: [35])

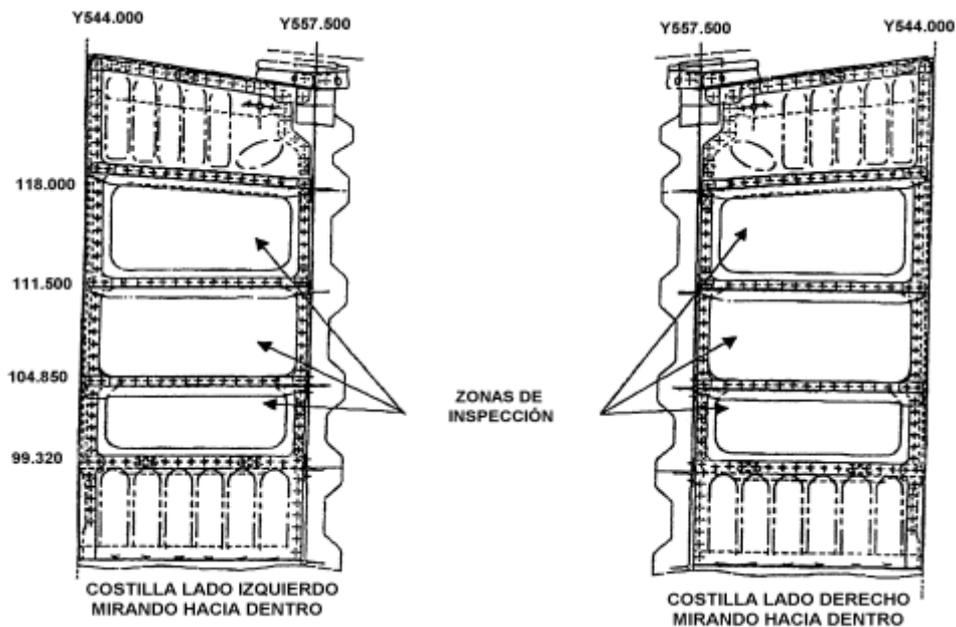


Figura 5.28: Zonas de inspección. (Fuente: [35])

- 5) Inspeccionar **visualmente** la pared del mamparo límite de los lados izquierdo y derecho entre Y544.000 e Y557.500 en busca de grietas, prestando especial atención en las zonas cercanas a las líneas de remaches entre las estaciones verticales Z99.32 y Z118.00 donde se encuentran los radios del fresado químico (ver figura 5.28). Si se encuentran grietas informar a la sección de ingeniería y proceder con el punto 6, para determinar el tamaño real de grieta.

NOTA: Si durante la realización de esta inspección se encuentra pandeo local de la estructura en la zona a inspeccionar, no se requieren acciones adicionales, siempre y cuando no se encuentren grietas de acuerdo con el procedimiento descrito.

- 6) Limpiar la zona de inspección con alcohol isopropílico.



Figura 5.29: Alcohol isopropílico TT-I-735, Grado B. (Fuente: [35])

- 7) Inspeccionar **por corrientes inducidas** la pared del mamparo límite de los lados izquierdo y derecho entre Y544.000 e Y557.500 en busca de grietas, prestando especial atención en las zonas cercanas a las líneas de remaches entre las estaciones verticales Z99.32 y Z118.00 donde se encuentran los radios del fresado químico. [38]
- 8) Si se encuentran grietas, determinar su geometría y tamaño exactos e informar a la sección de ingeniería, esperando disposición. Si no se encuentran grietas continuar en el paso 9.
- 9) Volver a instalar las espumas o instalar espumas nuevas a partir de PPP-C-1752, Type 1, 2 pound per cu. ft. Class III y proteger con cinta adhesiva sensible a la presión. [37]
- 10) Quitar el papel Kraft A-A-203 y cualquier otro objeto que se haya podido quedar dentro de la cavidad para el depósito de combustible número 4.
- 11) Devolver el avión a su condición de vuelo o la que tuviera antes de realizar esta inspección.

El resultado de la inspección por corrientes inducidas se recoge en un informe realizado por la sección de ensayos no destructivos [39]. No se detectan grietas en ninguno de los paños, pero si zonas con corrosión y dos parches volumétricos correspondientes a reparaciones previas en el lado izquierdo (P/N74A324508-2053). Los defectos encontrados son los siguientes:

Tabla 5.1: Defectos encontrados durante la aplicación de la tarjeta E46 en el paño izquierdo. (Fuente: Elaboración propia)

Zona 1	Parche de reparación bajo sellante.
Zona 2	Parche de reparación. Corrosión sobre el parche.
Zona 3	Corrosión en zona de remaches verticales en Y557.500-Z111.500
Zona 4	Corrosión en zona de remaches horizontales Z104.850

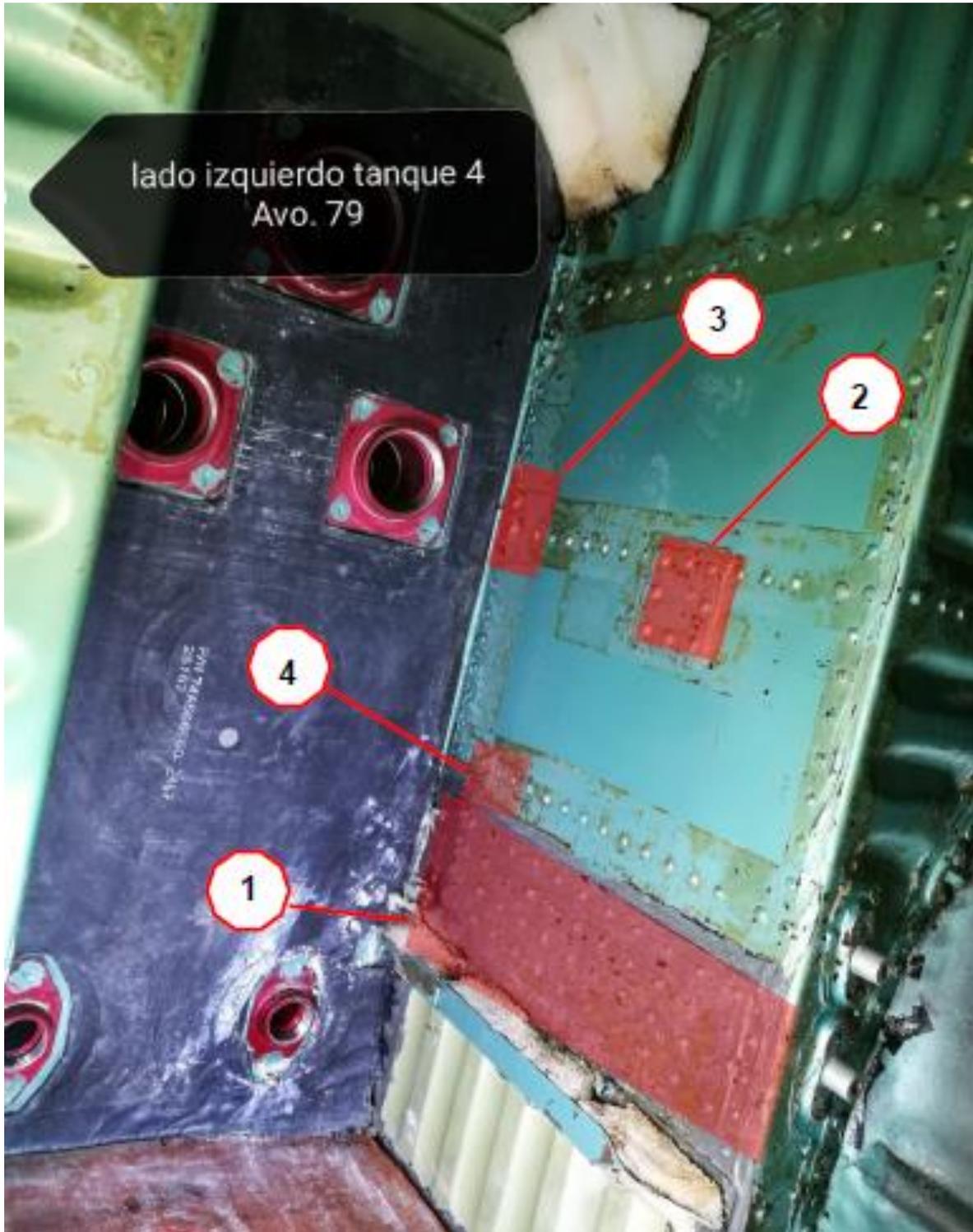


Figura 5.30: Fuel barrier web izquierdo. Zonas con defectos. (Fuente: [33])

4.1- REPARACIONES PREVIAS:

4.1.1- ZONA 1:

Se consulta el log book y se localiza una anotación de una reparación llevada a cabo en Zaragoza en el año 1997. Según la disposición de C.A.S.A., se observó una fuerte corrosión en el paño. Se cortó parte del paño y se instaló un parche de refuerzo de 7075-T6 de 0.050" de espesor y de 80x300 mm, más un suplemento de 0.015" y 80x300 mampara igualar escalón.

DATE	REMARKS
22/10/97	<p>CON ESTA FECHA Y COMO CONSECUENCIA DE LA FUERTE CORROSION EXISTENTE EN EL PAÑO P/N 74A324508-2053, DE LA CAVIDAD DEL DEPOSITO Nº 4. SE HA EFECTUADO UNA REPARACION DE ACUERDO A LA HOJA DE DISPOSICION Nº 7RF8013 DE CASA, REF. O.T. 1F-18AC-SRM-250 WP 034 00 FIG. 5 (ESTA HOJA SE INCLUYE EN EL LOG BOOK).</p> <p style="text-align: right;">Zaragoza, 22 de octubre de 1997 EL REPRESENTANTE DE CASA C.A.S.A. ZARAGOZA</p> <p style="text-align: right;">Angel Cuadrado Babon</p>

Figura 5.32: Anotación de reparación en el logbook del avión. (Fuente: [33])

DISPOSICIÓN DE J.R.M.:
<p>1º) SANEAR PAÑO DAÑADO, CORTANDO A 240 M/M. APROX. DE LA PESTAÑA INFERIOR (Z-93 250).</p> <p>2º) CONSTRUIR TROZO DE PAÑO NUEVO, SEGÚN PLANO 74A324508-2053, EN UNA LONGITUD DE 260 M/M.</p> <p>3º) CONSTRUIR REFUERZO DE UNIÓN EN MAT. 7075-T6, ESP. .050" DIM. 80x300 M/M APROX.</p> <p>4º) CONSTRUIR SUPLEMENTO PARA IGUALAR ESCALON EN MAT. 7075-T6, ESP. .015", DIM. 80x300 M/M APROX.</p> <p>5º) PROTEGER LAS PIEZAS DE REPARACION CON ANODIZADO SULFURICO TIPO II, CLASE 1, POR PS 13201; Y DOS CAPAS DE IMPRIMACION EPOXY. MMS-425, POR PS 13375.</p> <p>6º) APLICAR SELLANTE PR 1422 EN TODAS LAS ZONAS DE CONTACTO.</p> <p>7º) FIZAR CON REMACHES EXISTENTES Y NAS 1348C5A-X.</p> <p>REF. O.T. 1F-18AC-SRM-250, WP 034 00, FIG 5.</p> <p style="text-align: right;">22/10/97</p>

Figura 5.33: Detalles de la reparación bajo el sellante. (Fuente: [33])

Se retira el sellante para inspeccionar la zona bajo la misma. Se descubre una marca lineal superficial de varios centímetros que atraviesa un remache. Se lija suavemente y se consigue eliminar. Se realiza inspección por corrientes inducidas y no se detecta señal de defecto. Se miden espesores por ultrasonidos obteniéndose una pérdida máxima de espesor de 0.06" (12% sobre 0.05") (ver figura 5.35). Queda pendiente reponer dos capas de sellado sobre la reparación.



Figura 5.34: Marca superficial aparecida en el refuerzo bajo el sellante. Se repasa con lija y desaparece. (Fuente: Elaboración propia)

Tabla 5.2: Parámetros de corrientes inducidas. Tras el saneado mínimo no se detectan señales de grieta. (Fuente: [33])

MATERIAL Y PARÁMETROS								
EQUIPO	MARCA	OLYMPUS	MODELO	NORTEC 600	N/S	600081846 35	FECHA CAD. CAL.	03/12/20
SONDA	MARCA	NORTEC	MODELO		N/S	E05807	FECHA CA. CAL.	
	DIAMETRO		FRECUENCIA	100KHZ	CONECTOR	LEMO	TIPO	FGG.00B
	ANGULO	90	APANTALLADA		TIPO MED.			
PREVIO	FRECUENCIA	100khz	GANANCIA H.	45.8	GANANCIA V	71.5	ANGULO	61
DATOS TECNICOS	FILTRO HI	<u>desact</u>	FILTRO LO	200	NULL X/Y	80/20		
CALIBRACIÓN	PATRÓN P/N	SRS—0824A	ENTALLA 1	.008"	ENTALLA 2	.20"	ENTALLA 3	.40"



Figura 5.35: Medidas tomadas por ultrasonidos del espesor remanente en el parche volumétrico de la zona 1. (Fuente: Elaboración propia)

Tabla 5.3: Parámetros de ultrasonidos. (Fuente: [33])

MATERIAL Y PARÁMETROS								
EQUIPO	MARCA	OLYMPUS	MODELO	NORTEC 650	N/S	60008184635	FECHA CAD. CAL.	03/12/20
PALPADOR	MARCA	krautkramer	MODELO	CLF4	N/S	54261	FECHA CA. CAL.	
	DIAMETRO	0.25"	FRECUENCIA		CONECTOR	MICRODOT	ZAPATA	9.53m/m
PREVIO	VOLTAJE	100V	Velocidad	0.2561in / μ s	MODOS R.F.	FULL	FILTRO	2-21.5
DATOS TÉCNICOS	RETARDO	0	RET.VISOR	0.0301	CAMPO	0.301	PULSO	SPIKE
CALIBRACIÓN	PATRÓN P/N	2213M	ESPESOR 1	0.100"	ESPESOR 2	0.200"		

4.1.2- ZONA 2:

No se encuentra ningún registro en el logbook de la reparación en la zona 2. Parece un refuerzo similar al de la zona 1 pero más pequeño. En este caso no estaba protegido con un sellante. Se detecta corrosión en la zona central del mismo, por lo que se sana suavemente la zona. Se puede considerar despreciable la reducción de espesor. Tras comprobar mediante corrientes inducidas la ausencia de grietas en el parche tras el saneado, se imprima y se pinta la zona.

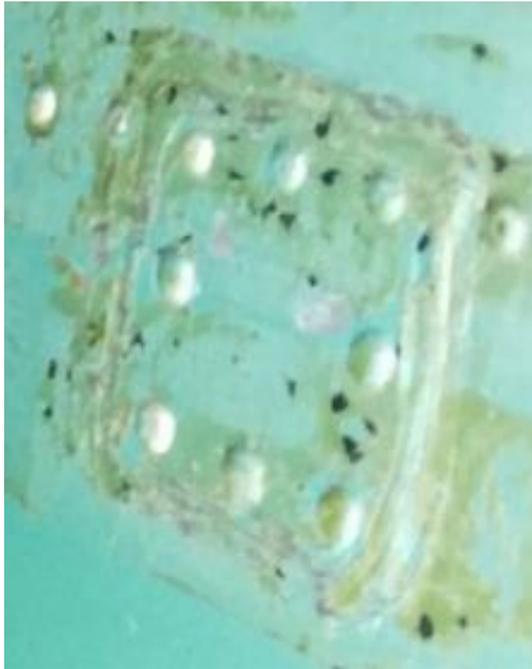


Figura 5.37: Corrosión antes de la reparación en la zona 2. (Fuente: Elaboración propia)



Figura 5.36: Zona 2 tras saneado y pintado. (Fuente: Elaboración propia)

4.2- CORROSIÓN DETECTADA:

4.2.1- ZONA 3:

Se detecta corrosión alrededor de los remaches verticales.



Figura 5.38: Corrosión en la zona 3. (Fuente: Elaboración propia)

Se retira la corrosión detectada, se imprima y se pinta. No se detecta pérdida de material en los remaches, sólo en las zonas adyacentes del paño. Se miden espesores remanentes, siendo los espesores mínimos de 0.030". (ver figura 5.39) Se inspecciona por corrientes inducidas la zona tras el saneado y se descartan indicios de grieta. Según el SRM y el plano del GESTA, la zona próxima a los remaches tiene un espesor nominal de 0.035", por lo que la pérdida máxima de espesor según las medidas tomadas es de aproximadamente un 14% en las peores zonas. Sin embargo, tal y como se indica en el análisis de la zona 4, los valores nominales de la zona sana son de 0.040", que no coincide con el plano ni con el SRM. En ese caso la pérdida de espesor sería del 25%.



Figura 5.39: Espesores remanentes tras el saneado de la zona 3.
(Fuente: Elaboración propia)

Tabla 5.4: Parámetros de la medida del espesor remanente por ultrasonidos tras el saneado de la zona 3. (Fuente: [33])

MATERIAL Y PARÁMETROS								
EQUIPO	MARCA	OLYMPUS	MODELO	NORTEC 650	N/S	60008184635	FECHA CAD. CAL.	03/12/20
PALPADOR	MARCA	krautkramer	MODELO	CLF4	N/S	54261	FECHA CA. CAL.	
	DIAMETRO	0.25"	FRECUENCIA		CONECTOR	MICRODOT	ZAPATA	9.53m/m
PREVIO	VOLTAJE	100V	Velocidad	0.2561in / μ s	MODO R.F.	FULL	FILTRO	2-21.5
DATOS TECNICOS	RETARDO	0	RET.VISOR	0.0301	CAMPO	0.301	PULSO	SPIKE
CALIBRACIÓN	PATRÓN P/N	2213M	ESPESOR 1	0.100"	ESPESOR 2	0.200"		

4.2.2- ZONA 4:

En la zona 4 también se detecta corrosión alrededor de los remaches horizontales.



Figura 5.40: Corrosión en la zona 4. (Fuente: Elaboración propia)



Figura 5.41: Zona 4 decapada. Se observa pitting alrededor de los remaches. (Fuente: Elaboración propia)

Tras el decapado de la figura 5.41, se elimina la corrosión mediante blending, suavizando la zona, tras lo que se descartan indicios de grieta mediante corrientes inducidas. Se valoran los espesores remanentes en la zona mediante ultrasonidos (figura 5.42). Se observa que en la zona sana los valores nominales de espesor son de 0.040", lo que difiere de los 0.035" indicados por el SRM y en el plano del GESTA. En la zona de fresado la medida nominal detectada es de 0.025", que tampoco coincide con los 0.020" indicados por el SRM y por el plano del GESTA. En principio se puede descartar un error de medida porque el valor en la parte sana del refuerzo de la zona 1 (figura 5.42) coincide con el valor nominal del mismo (0.050"). El mínimo espesor remanente medido es de 0.030", lo que significa una pérdida del 14% con respecto a valor sobre plano y del 25% si se toma como nominal los 0.040" medidos.

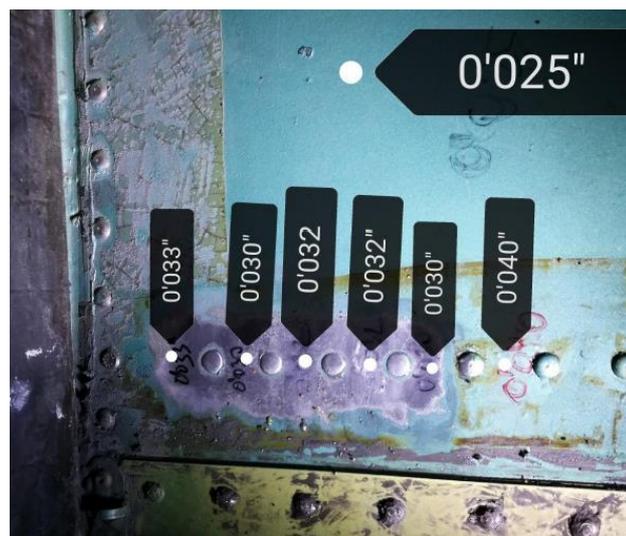


Figura 5.42: Medida de los espesores remanentes en la zona 4 tras el saneado. (Fuente: Elaboración propia)

Tabla 5.5: Parámetros de la medida del espesor remanente por ultrasonidos tras el saneado de la zona 3. (Fuente: [33])

MATERIAL Y PARÁMETROS								
EQUIPO	MARCA	OLYMPUS	MODELO	NORTEC 650	N/S	60008184635	FECHA CAD. CAL.	03/12/20
PALPADOR	MARCA	krautkramer	MODELO	CLF4	N/S	54261	FECHA CA. CAL.	
	DIAMETRO	0.25"	FRECUENCIA		CONECTOR	MICRODOT	ZAPATA	9.53m/m
PREVIO	VOLTAJE	100V	Velocidad	0.2561in / μ s	MODO R.F.	FULL	FILTRO	2-21.5
DATOS TÉCNICOS	RETARDO	0	RET.VISOR	0.0301	CAMPO	0.301	PULSO	SPIKE
CALIBRACIÓN	PATRÓN P/N		2213M	ESPESOR 1	0.100"	ESPESOR 2	0.200"	



Figura 5.43: Zona 4 saneada y pintada. Medida de la distancia entre la línea de remaches al refuerzo de la zona 1. (Fuente: Elaboración propia)

Según lo que indica la OTCP 1C-15-980-ABF-369 de inspección visual de los paños en busca de grietas, la presencia de estas no comprometería directamente la seguridad en vuelo, pero sí existe un riesgo de que se produzcan pinzamientos en la celda de combustible nº 4 que podrían dar lugar a pérdidas. De esta información se deduce que las cargas soportadas por estos paneles no son críticas desde un punto de vista estructural. Teniendo en cuenta lo anterior, y los siguientes datos, se puede proponer una solución:

- Las pérdidas de espesor no son excesivas.
- Las áreas con pérdida de espesor no son extensas.
- La aparición de posibles grietas derivadas de las pérdidas de espesor no comprometería directamente la seguridad en vuelo.
- La zona se inspecciona por la parte exterior del tanque cada 400 horas en busca de grietas, por lo que las posibles grietas derivadas de las pérdidas de espesor podrían ser detectadas.
- A la aeronave le restan tan solo 478 horas de potencial hasta el final de su vida operativa.

- El mayor riesgo se presenta por una posible aparición de grietas en la zona que pueda producir un pinzamiento en la vejiga de combustible.

4.3- SOLUCIÓN PROPUESTA:

- Terminar de aplicar la imprimación y pintura a las zonas con metal al aire, y reaplicar dos capas originales en el parche de la zona 1.
- Aplicar dos capas de sellante en las zonas en las que se ha realizado blending, lo que evitaría posibles pinzamientos en caso de que apareciera una grieta.
- Reducir a 200 horas la periodicidad de inspección por la parte exterior de la tarjeta 3025 de [34] (cada H2/H3).

4.4- CONCLUSIÓN:

En el manual de reparación estructural [36], no se admite reparación ni daños despreciables en este paño sin una disposición de ingeniería. No obstante, atendiendo a la situación de la aeronave y teniendo en cuenta la naturaleza de los daños se propone una posible solución que implicaría un tiempo de mantenimiento mínimo y que permitiría poner el avión en vuelo próximamente. Se remite esta información a la sección de ingeniería para su aprobación o, en caso contrario, para que se definan las acciones correctivas que correspondan. Tras la aprobación de esta información, se continua con los trabajos de instalación de la vejiga del tanque 4.

Capítulo 6 : Conclusiones y líneas futuras.

Dados los posibles efectos que pueden derivar de la existencia de procesos corrosivos en piezas metálicas pertenecientes a aeronaves, se puede afirmar que el mantenimiento es muy importante para frenar la aparición o evolución de corrosión. En este trabajo, se han expuesto los conceptos químicos fundamentales para entender la corrosión metálica y los factores que influyen con el propósito de evitar que se den las condiciones en cualquier superficie de la aeronave para que se produzca corrosión; así como los procedimientos generales para evitar, descubrir y frenar los procesos corrosivos. En esta segunda parte, se han incluido los procedimientos genéricos de lavado y lubricación, las inspecciones para determinar la presencia de corrosión en las zonas más propensas, los procedimientos de eliminación de corrosión, los tratamientos superficiales más adecuados para generar películas protectoras, sellantes, y los productos de protección temporal. Tras explorar esta visión general de los procedimientos de mantenimiento frente a corrosión, se ha expuesto un programa de prevención y control de corrosión de un helicóptero que opera en ambientes salinos donde se exponen todas las tareas que hay que hacer y su periodicidad, con el propósito de encontrar indicios de corrosión y no dejar que se extienda.

En el capítulo 5, se han expuesto cuatro casos prácticos con los que ha trabajado la autora de este trabajo personalmente, y que sirven para ilustrar toda la teoría expuesta en los capítulos anteriores. A continuación, se van a resumir brevemente estos casos:

- Se detecta corrosión en una revisión bimensual de un helicóptero según el programa de prevención y control de corrosión que se ha expuesto anteriormente. El defecto se descubre en el soporte delantero izquierdo de la BTI, y se procede eliminando la imprimación y la pintura, y posteriormente se sana la zona de corrosión. Además, se miden los espesores remanentes. Tras consultar los manuales, se determina que los daños que tiene la pieza son aceptables y que no es necesaria su

sustitución. Se recubre con las protecciones superficiales adecuadas y se incluye una inspección por corrientes inducidas cada 50 horas de vuelo a esta pieza en su programa de mantenimiento.

Lo llamativo de este caso, es que el helicóptero acababa de salir de una inspección de 500 horas realizada por el fabricante, y la corrosión encontrada estaba demasiado extendida como para haber aparecido tras haber salido de la revisión. Como conclusión a este caso, se propuso la posibilidad de crear un procedimiento para aceptar aeronaves que vienen de revisiones externas al centro donde opera con el objetivo de encontrar posibles defectos que se hubieran pasado por alto. Este procedimiento es un trabajo complementario que sería muy interesante desarrollar y que se puede hacer en un futuro.

- El segundo caso, consiste en un problema que surgió al intentar sustituir un registro que tenía corrosión, con otro procedente de otra aeronave, para lo cual era necesario instalar unos casquillos de cobre berilio excéntricos. No se disponía de la capacidad para esta instalación ya que, según el manual, el procedimiento se realizaba con una herramienta con la cual no se contaba en el centro de mantenimiento. Para esto fue necesario diseñar un procedimiento y una herramienta distintos a los indicados por el manual. El plano de la herramienta se puede ver en el anexo A.
- Se propone una solución a un problema recurrente en helicópteros que hacen rescates en el mar. El agua se filtra a través de los suelos y provoca la aparición de corrosión en los suelos y en la estructura que se encuentra debajo de estos. Lo que se propone es la compra o fabricación de unas piscinas protectoras para evitarlo, y se dan unos estándares básicos de como tienen que ser, además de unos ejemplos usados en dos helicópteros. Una línea futura de este trabajo es la elaboración de un prototipo de piscina protectora para su uso en estos helicópteros, pero escapa a las capacidades y recursos actuales.
- Por último, se tiene un depósito de combustible que tiene pérdidas en una aeronave a la que le quedan 478 horas de vuelo para alcanzar su límite de vida. Al desmontar la vejiga, que se encuentra en mal estado, se aplica una carta de trabajo para realizar la inspección de la zona y se descubren daños

por corrosión en zonas del fuel barrier web izquierdo. Los daños se subsanan, y se comprueban los espesores. A pesar de que el manual no acepte reparaciones en esta zona sin un estudio de ingeniería, se establece que, como las cargas soportadas por estos paneles no son críticas desde el punto de vista estructural y los daños no son muy extensos, y el mayor riesgo es un posible pinzamiento de la vejiga de combustible, bastará con aplicar dos capas de sellante en las zonas en las que se ha saneado la pieza para evitar posibles pinzamientos, y con reducir la periodicidad de la inspección de esta zona a 200 horas de vuelo. Así, el tiempo de parada de mantenimiento es mínimo y se puede disponer de la aeronave en un corto periodo de tiempo.

Con todo lo anterior, podemos resaltar la importancia del mantenimiento preventivo, y de actuar cuando la corrosión está en sus primeras fases para evitar daños extensos y caros que puedan comprometer la seguridad de un vuelo, o mantener la aeronave fuera de servicio durante un largo periodo de tiempo, lo cual perjudicaría notablemente al operador.

Bibliografía

- [1] U.S. Naval Air Systems, «Cleaning and corrosion control, Volume I: Corrosion program and corrosion theory. NAVAIR 01-1A-509-1». 1 de agosto de 2016.
- [2] D. Agudo Saiz, «La importancia del diseño en la corrosión de los materiales: caso particular de la pasarela de la ETSIT, Universidad de Cantabria». 2017.
- [3] E. Otero Huerta, *Corrosión y degradación de materiales*. Síntesis, 1997.
- [4] T. P. Hoar, «Report of the committee on corrosion and protection», Her Majesty's Stationary Office, Londres, Reino Unido, 1971.
- [5] P. R. Roberge, *Handbook of corrosion engineering*. en McGraw-Hill handbooks. New York: McGraw-Hill, 2000.
- [6] C. Gaona Tiburcio, P. Zambrano Robledo, A. Martínez Villafañe, y F. Almeraya Calderón, «Corrosión en la industria aeroespacial», en *Corrosión y preservación de la infraestructura industrial*, B. Valdez-Salas, Ed., 1.^a ed. OmniaScience, 2013, pp. 33-48. doi: 10.3926/oms.77.
- [7] «Aterrizaje Milagroso», *Mayday: Catástrofes Aéreas*, 14 de septiembre de 2005.
- [8] J. A. Gonzalez Fernandez, *Teoría y práctica de la lucha contra la corrosión*. 1984.
- [9] Federal Aviation Administration, «Advisory Circular: Corrosion Control for Aircraft.» 25 de julio de 1991.
- [10] U.S. Naval Air Systems, «Cleaning and corrosion control, Volume II: Aircraft. NAVAIR 01-1A-509-2». 15 de abril de 2015.
- [11] Mando de apoyo logístico del Ejército del Aire, «Instrucciones del programa específico para prevención y control de la corrosión aplicable a los H21 destinados en entornos de ambiente salino». 17 de junio de 2022.
- [12] EADS-CASA, «Manual Técnico: Programa de prevención y control de la corrosión (CPCP). Avión CN-235». junio de 2004.
- [13] F. Ramírez Gómez y Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, *Métodos de ensayos no destructivos*. 1996.
- [14] U.S. Naval Air Systems, «Nondestructive inspection methods, basic theory. NAVAIR 01-1A-16-1». 1 de enero de 2013.
- [15] G. Del Ojo Morcillo y AEND (Asociación Española de Ensayos No Destructivos), *Inspección visual. Nivel II y III: El arte de ver y la ciencia de mirar*. 2016.
- [16] AEND (Asociación Española de Ensayos No Destructivos), *Líquidos penetrantes. Nivel II*. 2009.
- [17] E. Gomez de León y AEND (Asociación Española de Ensayos No Destructivos), *Corrientes inducidas: Nivel II*. 2009.
- [18] E. Gomez de León y AEND (Asociación Española de Ensayos No Destructivos), *Ultrasonidos. Nivel II*. 2009.
- [19] Airbus Helicopters, «Titles of abbreviations», en *Structural Repair Manual AS332MK1*, 2014.
- [20] Chemetall, «Ardox 3140». febrero de 2001.
- [21] Cortec Corporation, «VpCl-105 Emissor, Patentado». 22 de enero de 2018.
- [22] Aubert & Duval, «Aluminium Alloy Al Cu4 Mg1». 18 de mayo de 2011.

- [23] SINCA Ala 46, «Informe sobre la corrosión encontrada en el helicóptero HD21», sep. 2021.
- [24] SINCA Ala 46, «Corrosión en el soporte de anclaje de BTI», sep. 2021.
- [25] Airbus Helicopters, «MRS 53-10-40,01 Botalón de cola del manual de reparación estructural AS332MK1.» 16 de abril de 2016.
- [26] Airbus Helicopters, «MRS 53-00-00,01 Generalidades del Manual de reparación estructural AS332MK1.» 16 de abril de 2016.
- [27] Ejército del aire, «Orden técnica: Mantenimiento en primer, segundo y tercer escalón - Reparación de la estructura - Fuselaje trasero. (SP)A1-F18AC-SRM-240». 1 de marzo de 2003.
- [28] D. Fidalgo de Dios, «C15A - Sustitución de Casquillos AFT FUS Registro 68 en la Y645.85&Y657.35», jul. 2022.
- [29] SINCA Ala 46, «Definición de requisitos de piscinas de protección para suelos de cabina de los HD.21». 2 de julio de 2019.
- [30] SINCA Ala 46, «Entrada de agua», nov. 2019.
- [31] Airbus Helicopters, «MRS 53-20-10 Cabin Floor - Lower structure». 16 de abril de 2016.
- [32] Airbus Helicopters, «MDF 53-20-00 Secondary structure». 16 de abril de 2016.
- [33] SINCA Ala 46, «Análisis de corrosión en cavidad tanque 4.» 13 de abril de 2020.
- [34] Ejército del Aire, «(SP)A1-F18AC-MMP-370: Manual de mantenimiento programado. Inspección H1, H2 y H3.» 15 de enero de 2013.
- [35] Ejército del Aire, «(SP)A1-F18AC-MMP-400S-01: Suplemento operativo. Manual de mantenimiento programado (requisitos de mantenimiento). Inspecciones especiales. Inspección E.» 15 de enero de 2015.
- [36] Ejército del Aire, «A1-F18AC-SRM-231: Mantenimiento en primer, segundo y tercer escalón. Reparación de la estructura: fuselaje central.» 1 de mayo de 2005.
- [37] Ejército del Aire, «(SP)A1-F18AC-460-300: Mantenimiento del sistema con IPB. Sistema de combustible.» 1 de mayo de 2005.
- [38] Ejército del Aire, «A1-F18AC-SRM-300: Mantenimiento en primer, segundo y tercer escalón: Inspección no destructiva.» 1 de diciembre de 2008.
- [39] SINCA Ala 46, «Informe de corrientes inducidas según tarjeta E46.», abr. 2020.

Anexo A: Planos de la herramienta para la colocación de los casquillos.

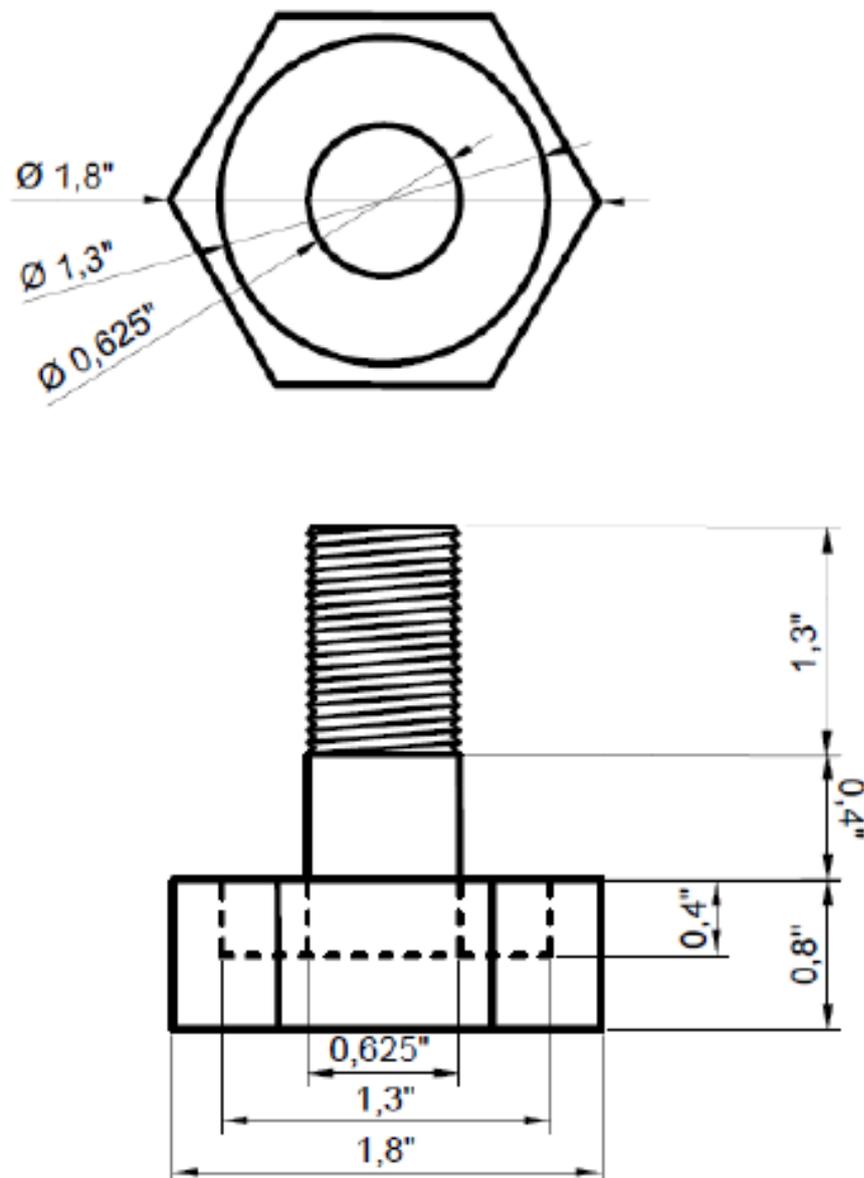


Figura A.1: Plano de la herramienta. (Fuente: Elaboración propia)

Anexo B: Planos de las piscinas protectoras del helicóptero.

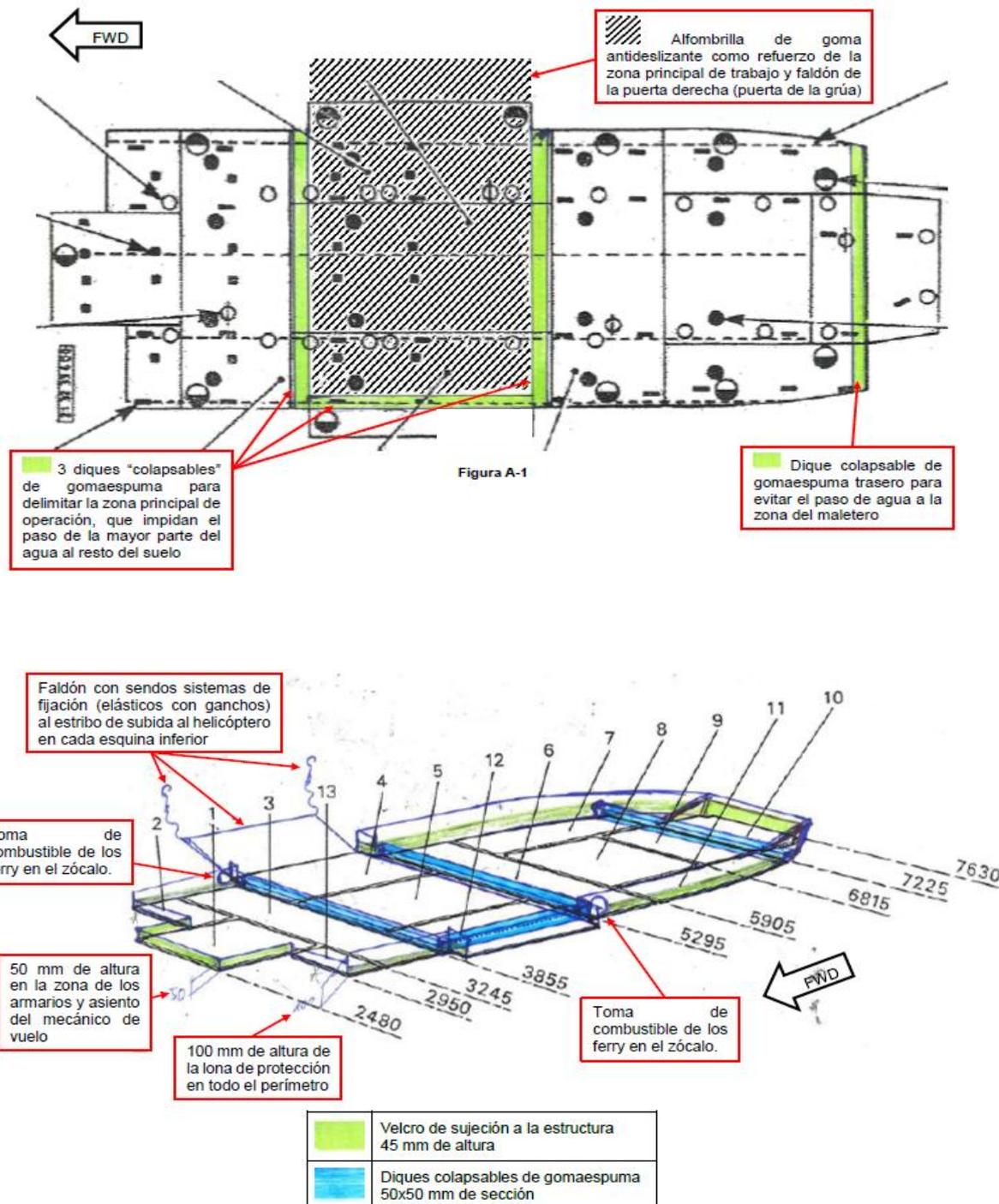
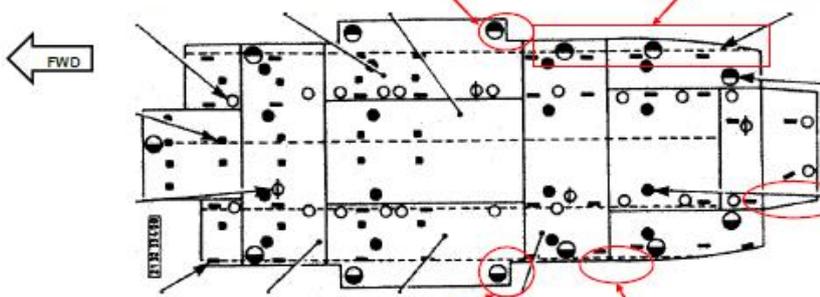
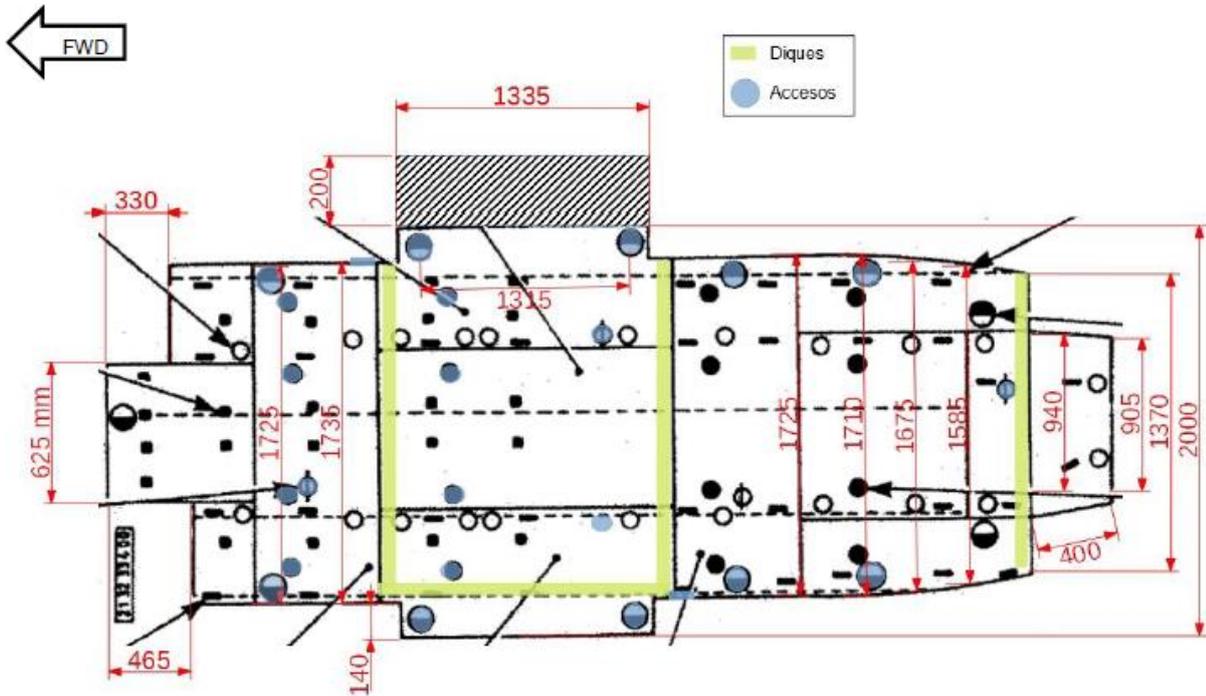


Figura B.1: Planos para las piscinas protectoras de los helicópteros. (Fuente: [29])



Toma de combustible ferry

Figura B.2: Detalles del suelo de la cabina del helicóptero. (Fuente: [29])

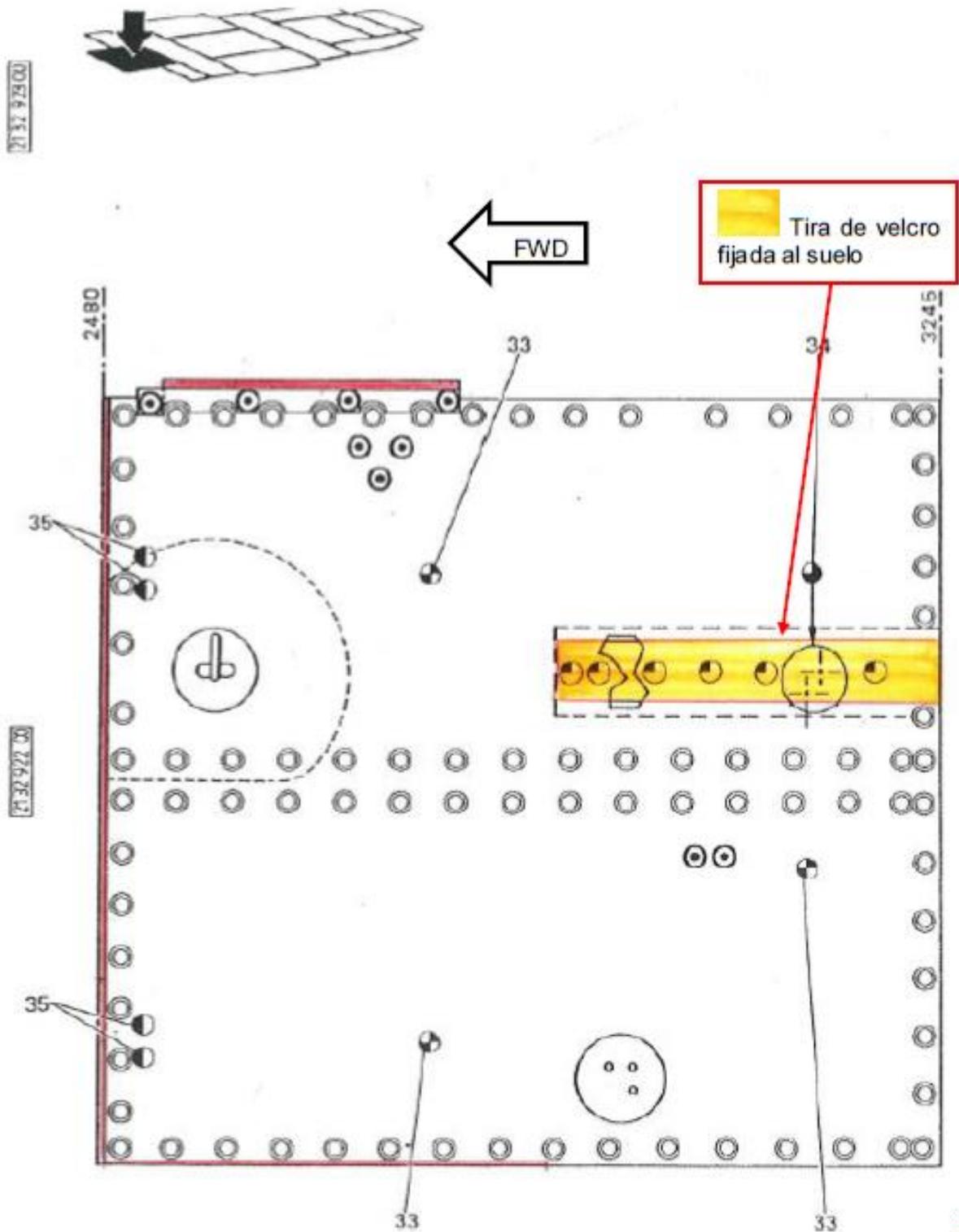


Figura B.3: Panel 1. (Fuente: Figura 7 de [31])

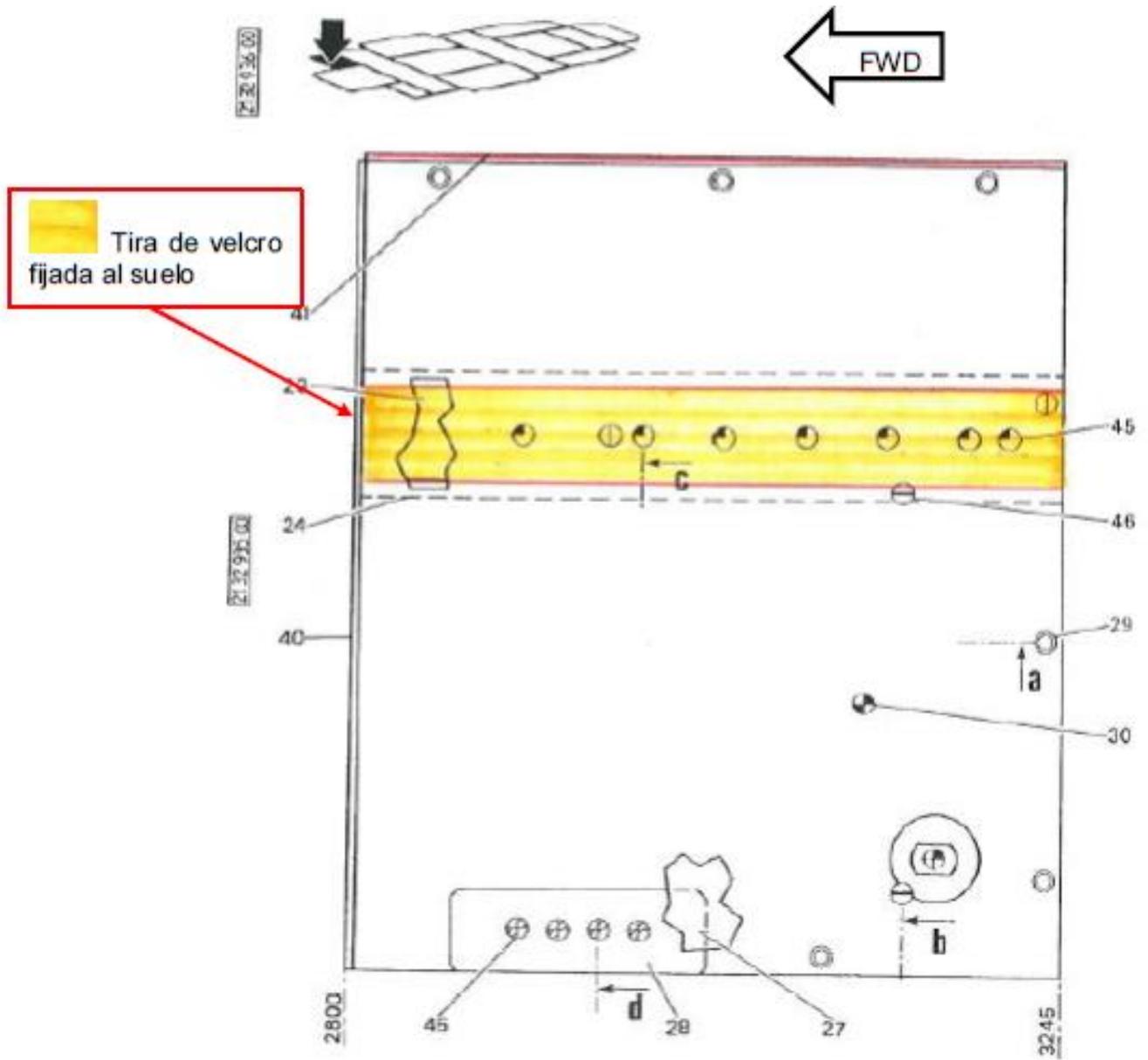


Figura B.4: Panel 2. (Fuente: Figura 9 de [31])

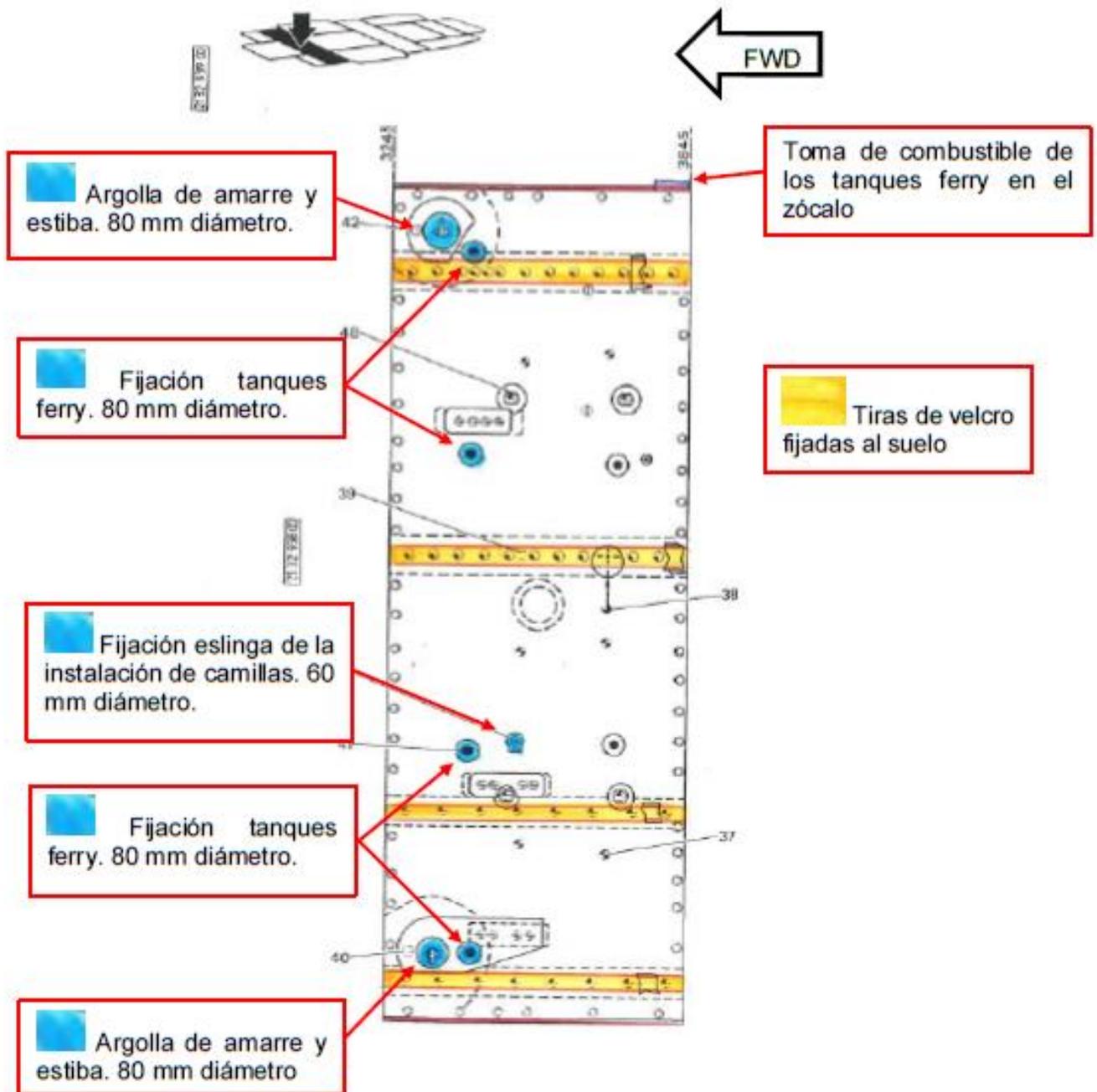


Figura B.5: Panel 3. (Fuente: Figura 11 de [31])

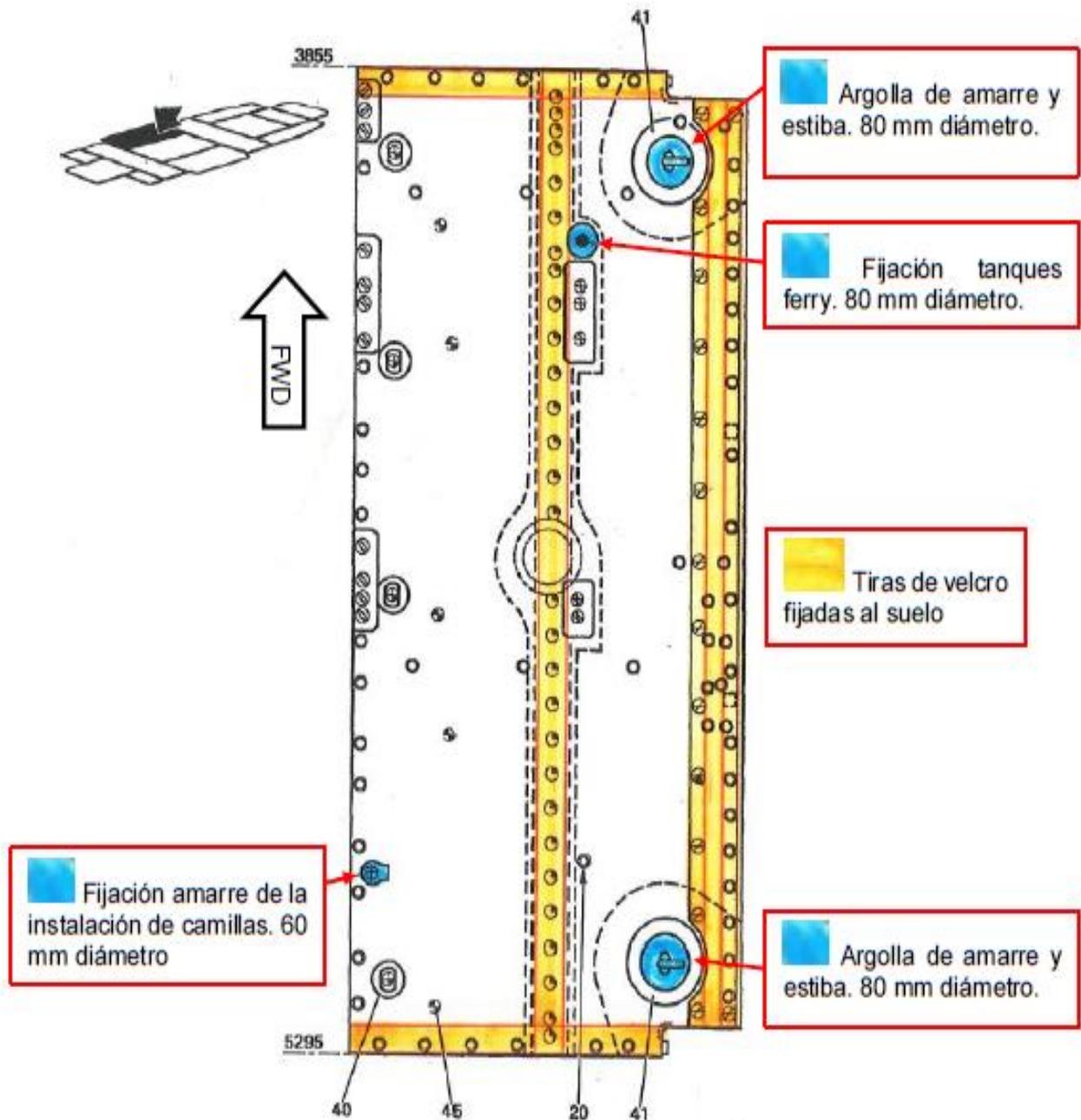


Figura B.6: Panel 4. (Fuente: Figura 17 de [31])

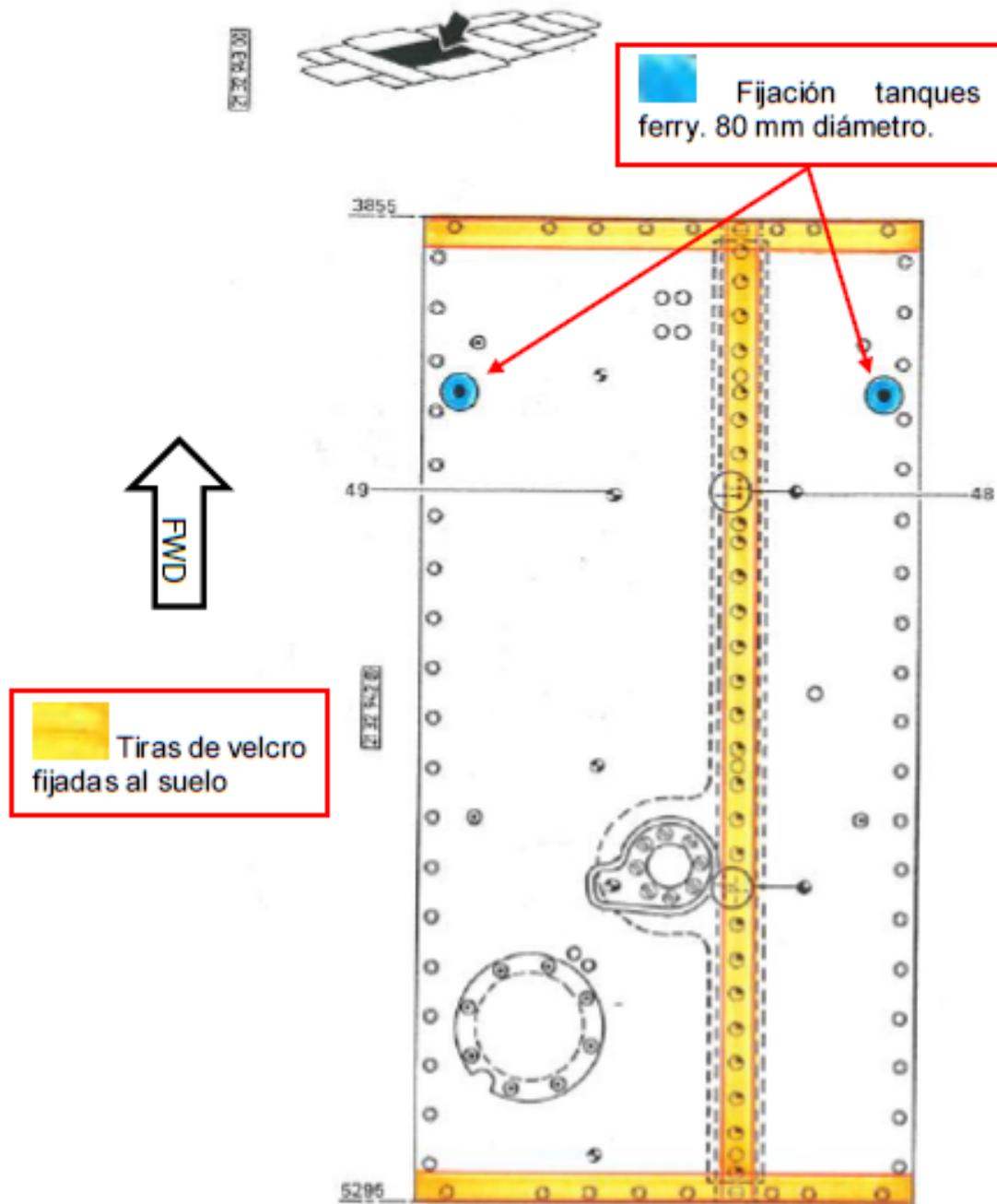


Figura B.7: Panel 4. (Fuente: Figura 15 de [31])

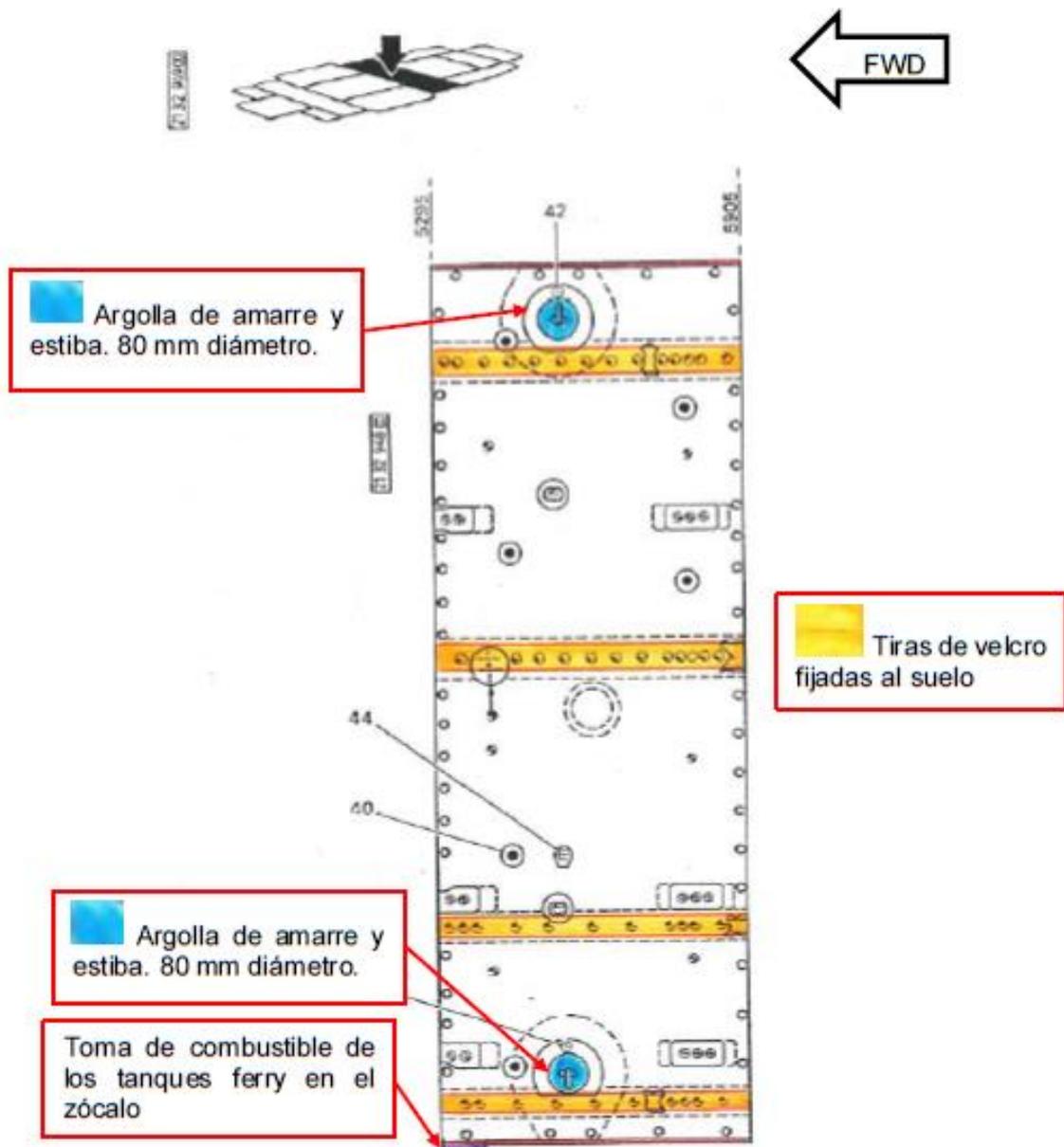


Figura B.8: Panel 6. (Fuente: Figura 19 de [31])

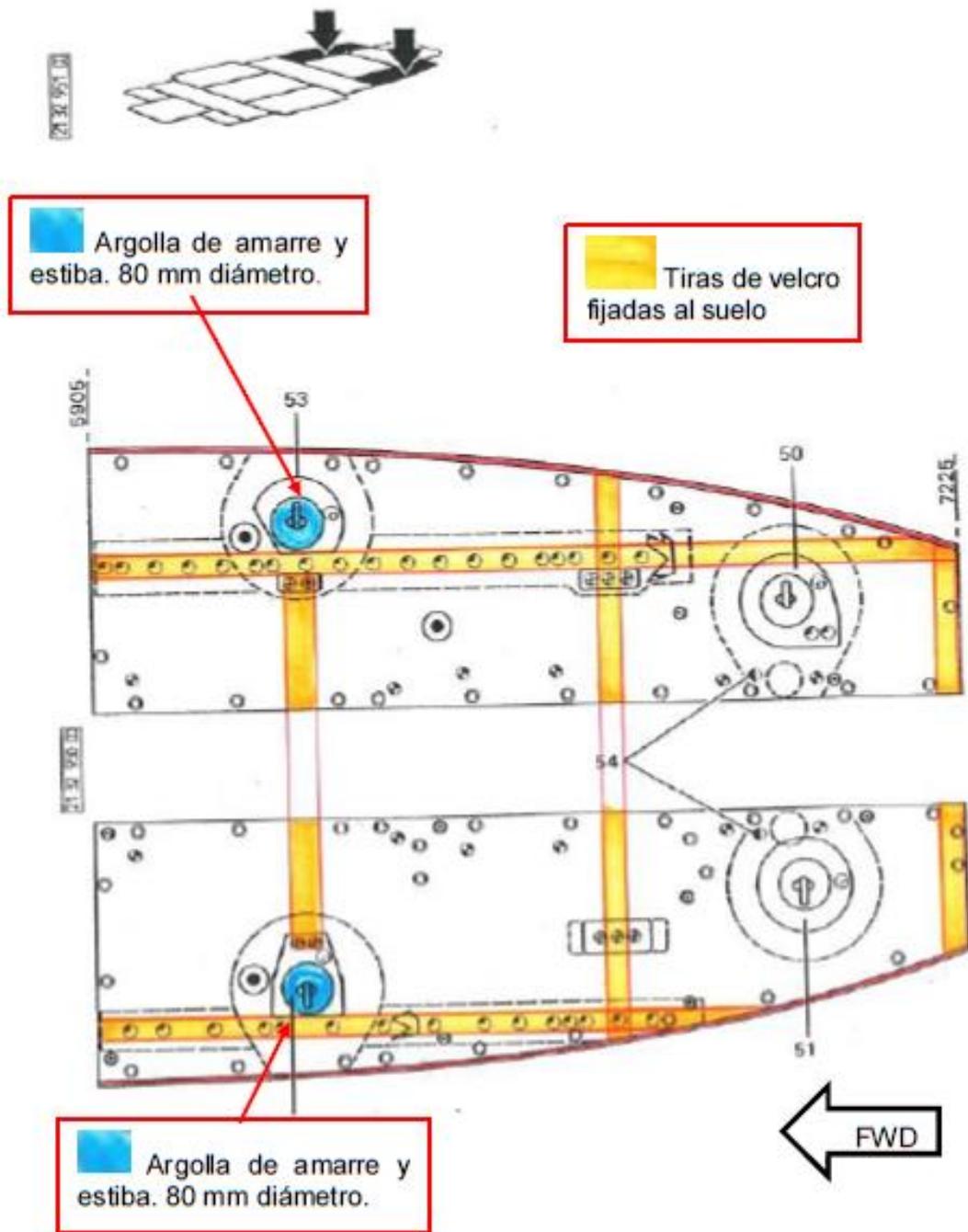


Figura B.9: Panel 7 y 11. (Fuente: Figura 20 de [31])

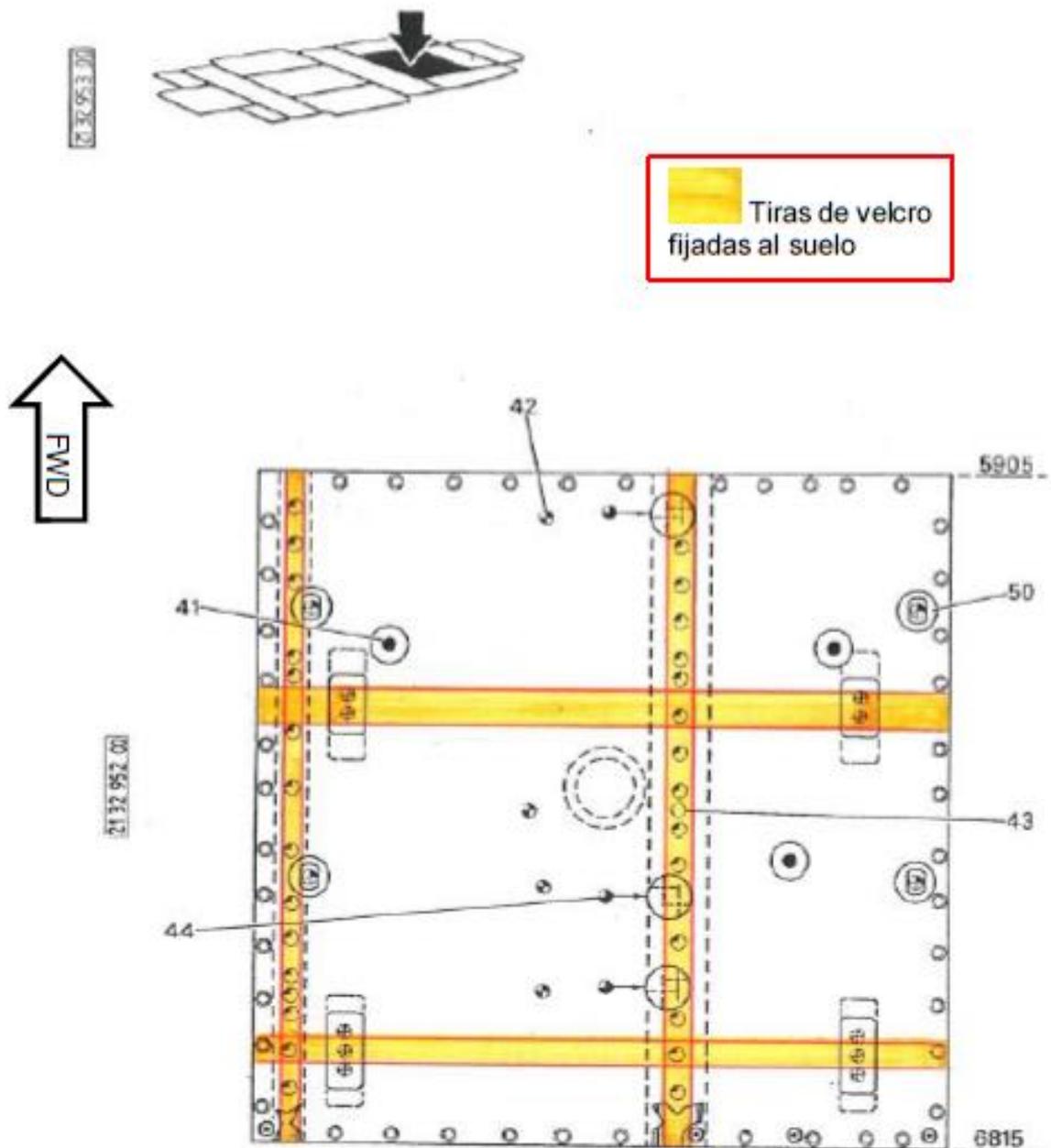


Figura B.10: Panel 8. (Fuente: Figura 23 de [31])

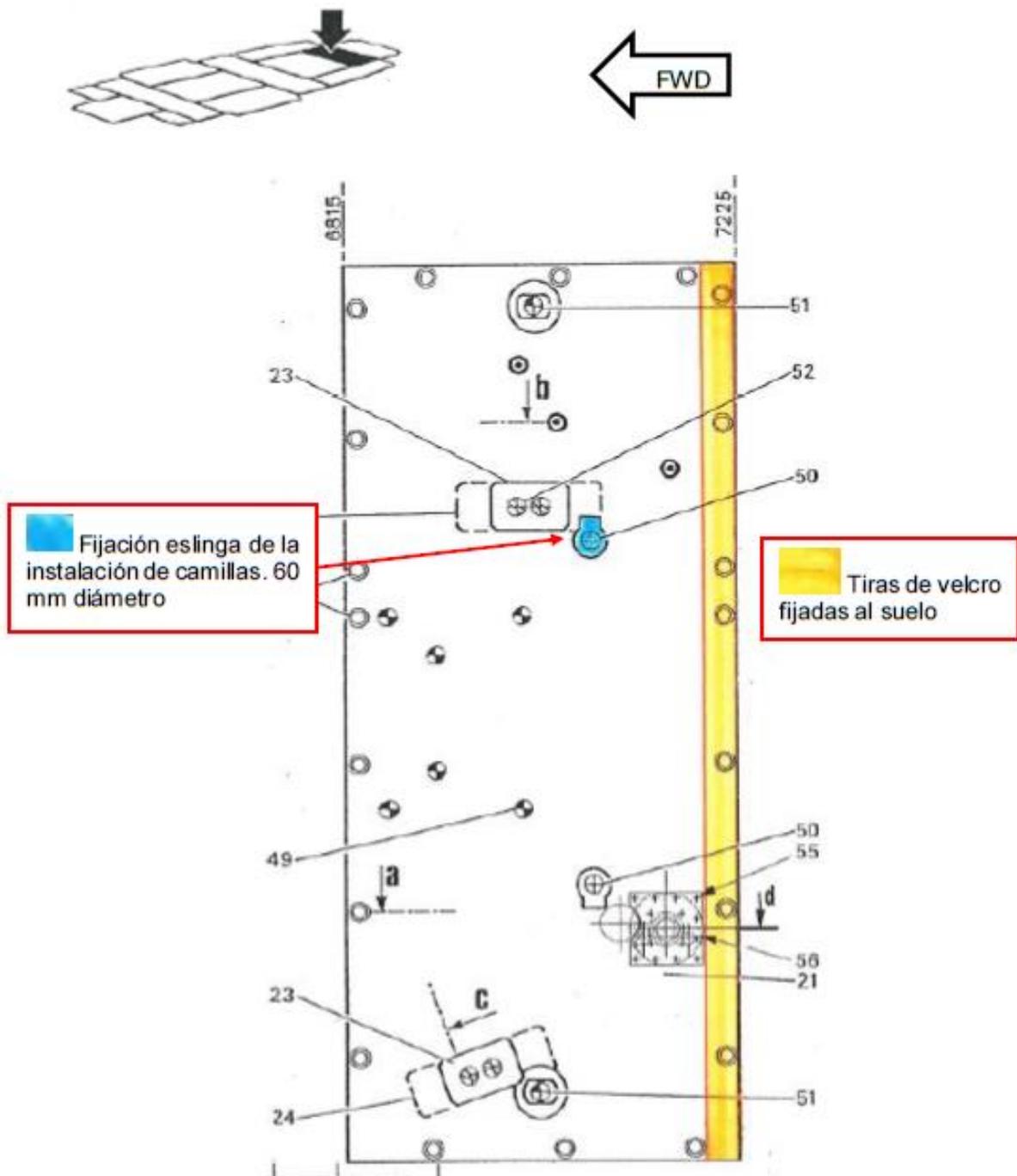


Figura B.11: Panel 9. (Fuente: Figura 24 de [31])

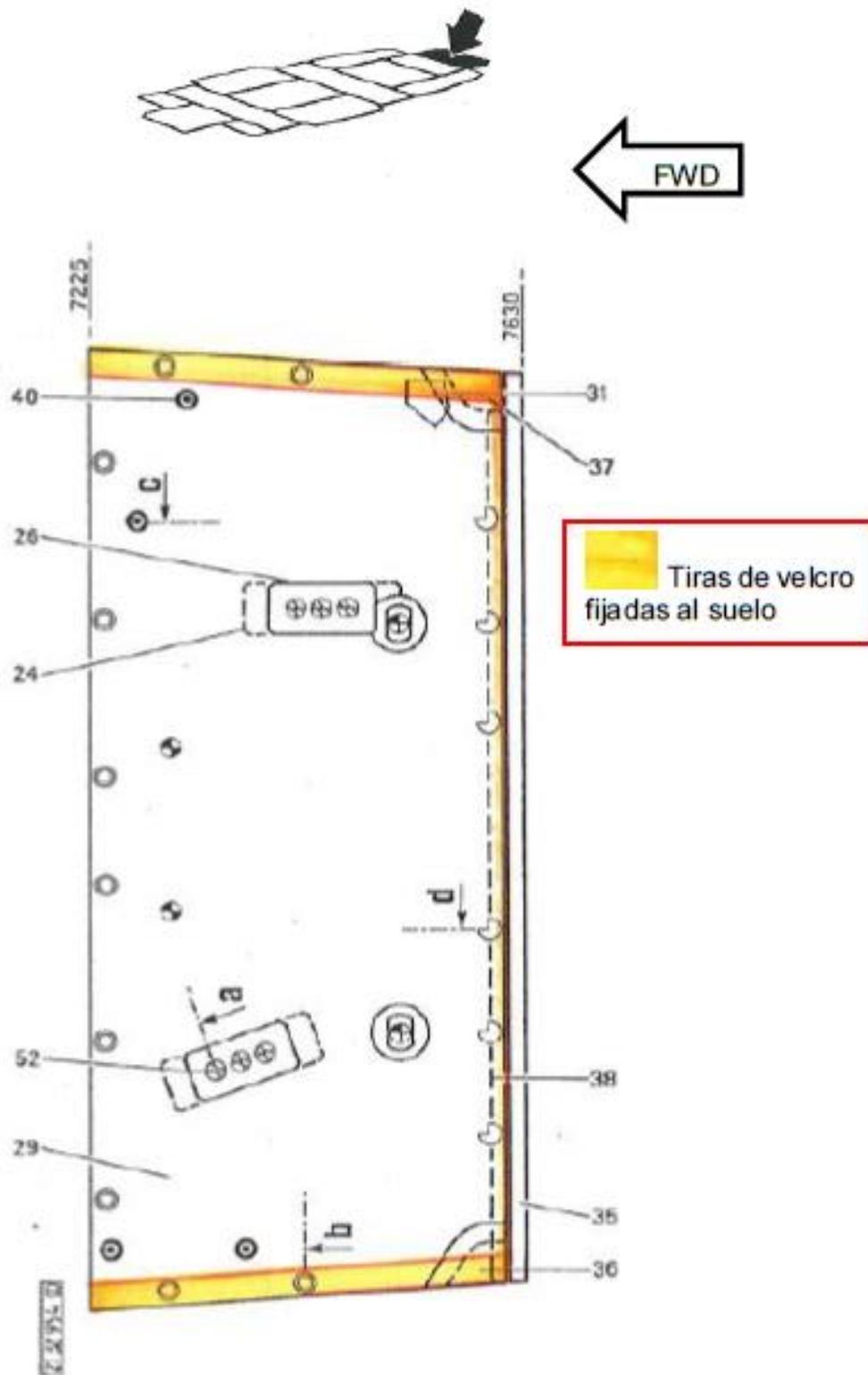


Figura B.12: Panel 10. (Fuente: Figura 25 de [31])

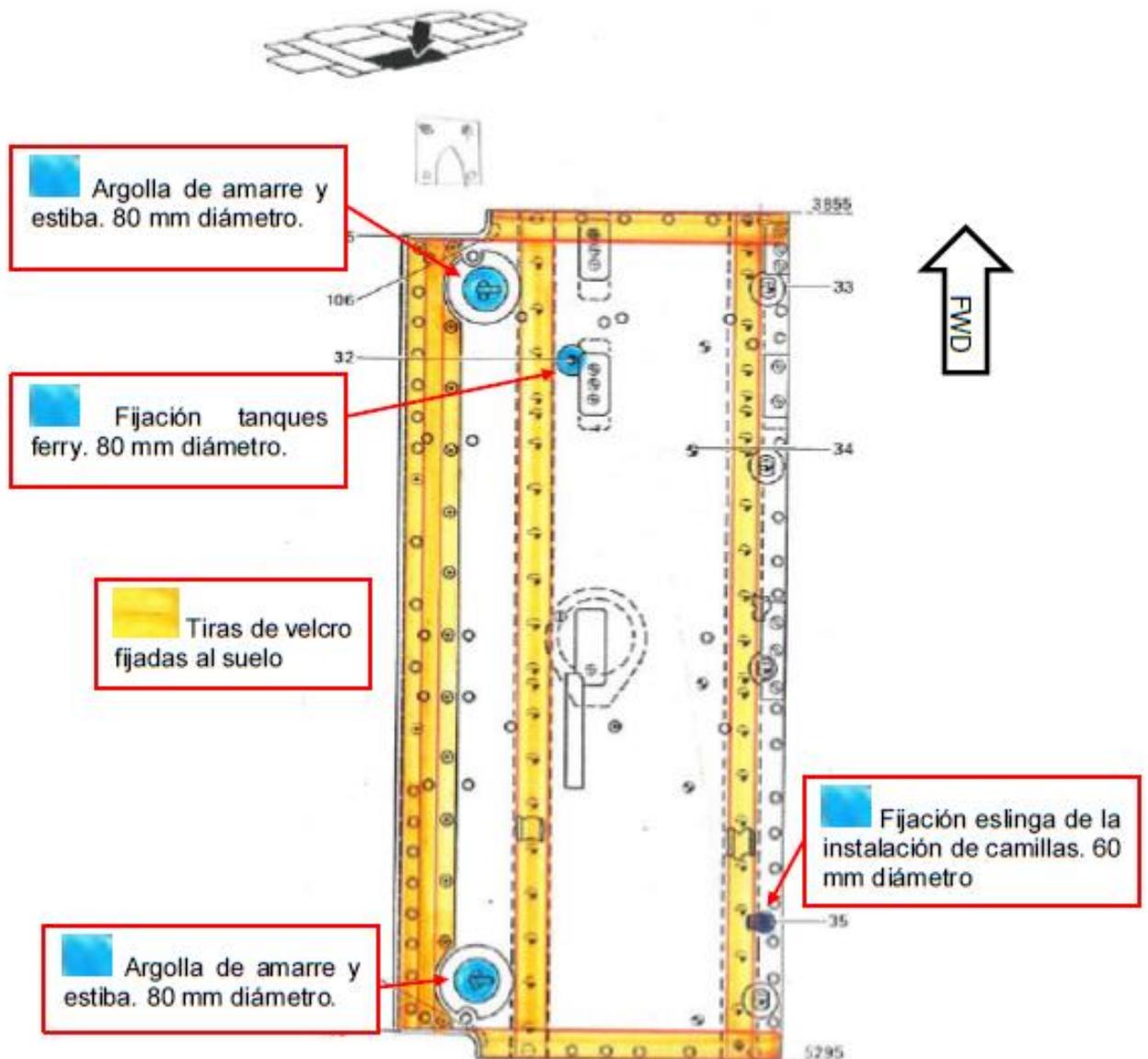


Figura B.13: Panel 12. (Fuente: Figura 13 de [31])

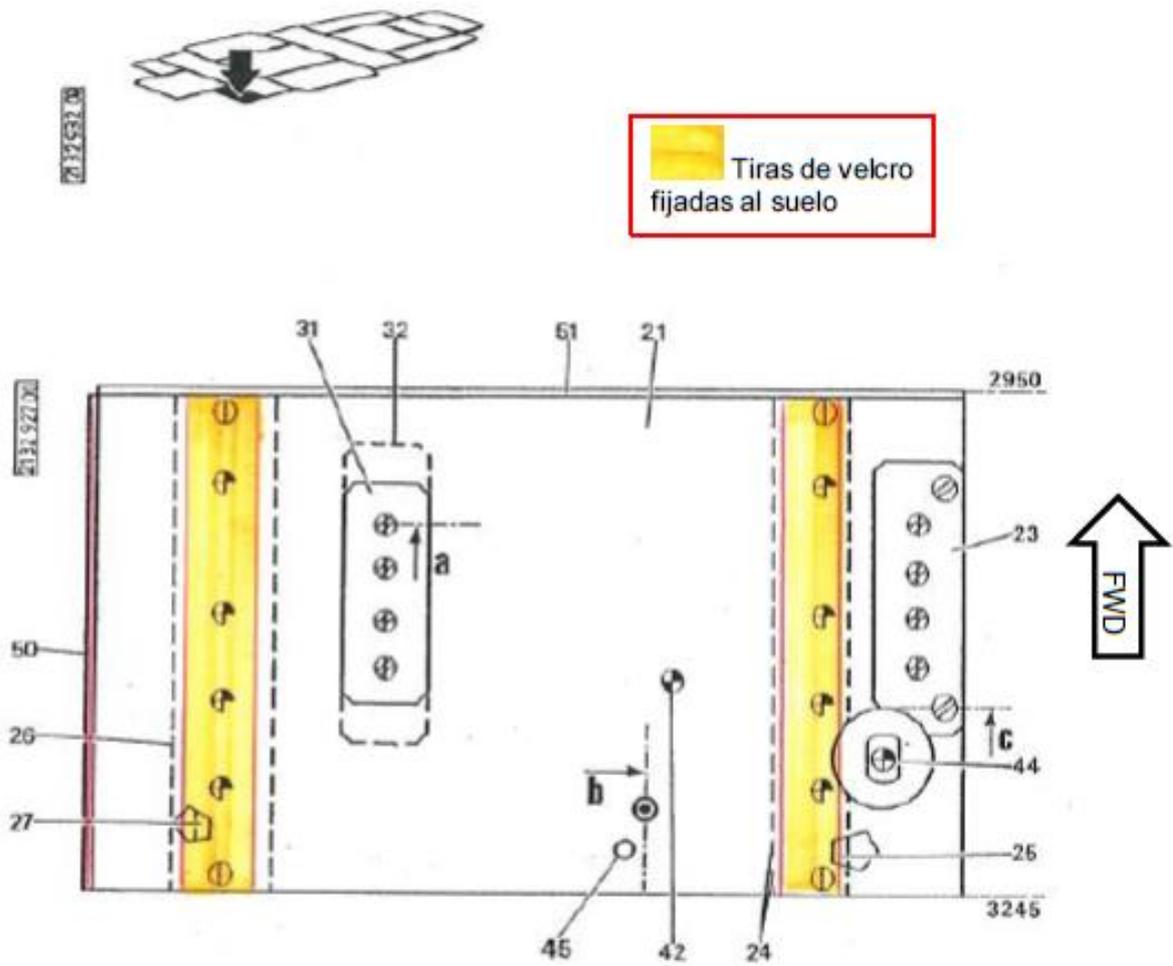


Figura B.14: Panel 13. (Fuente: Figura 8 de [31])

Anexo C: Ejemplo de piscina - Airbus Helicopters EC225.



Figura C.2: Interior del EC225. (Fuente: [29])



Figura C.2: Botas para evitar que el agua entre a través de los anclajes de los asientos. (Fuente: [29])



Figura C.4: Refuerzo de la zona principal de operación del helicóptero. (Fuente: [29])

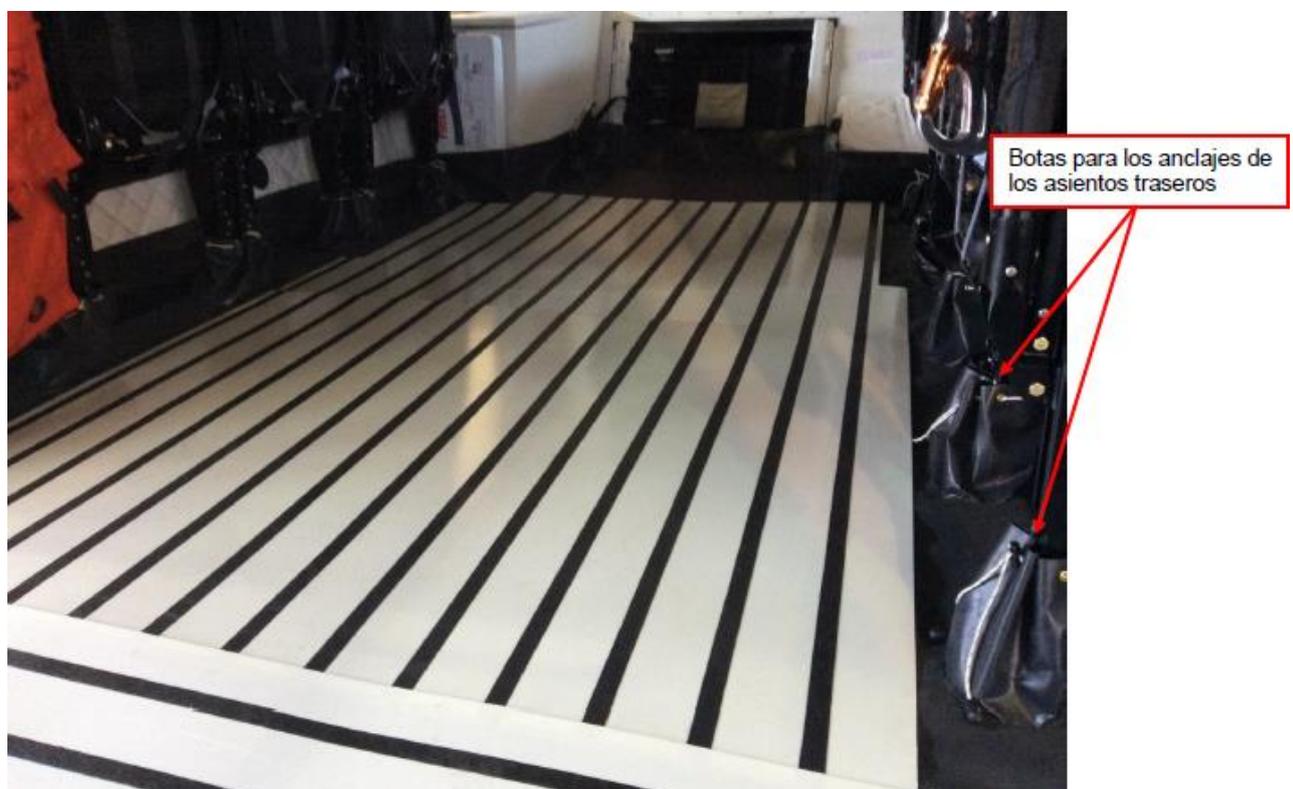


Figura C.4: Botas para los anclajes de los asientos traseros. (Fuente: [29])



Figura C.6: Perímetro de las piscinas. (Fuente: [29])



Figura C.6: Diques para separar la cabina de la zona de los pilotos. (Fuente: [29])

Botas para los anclajes de los asientos traseros

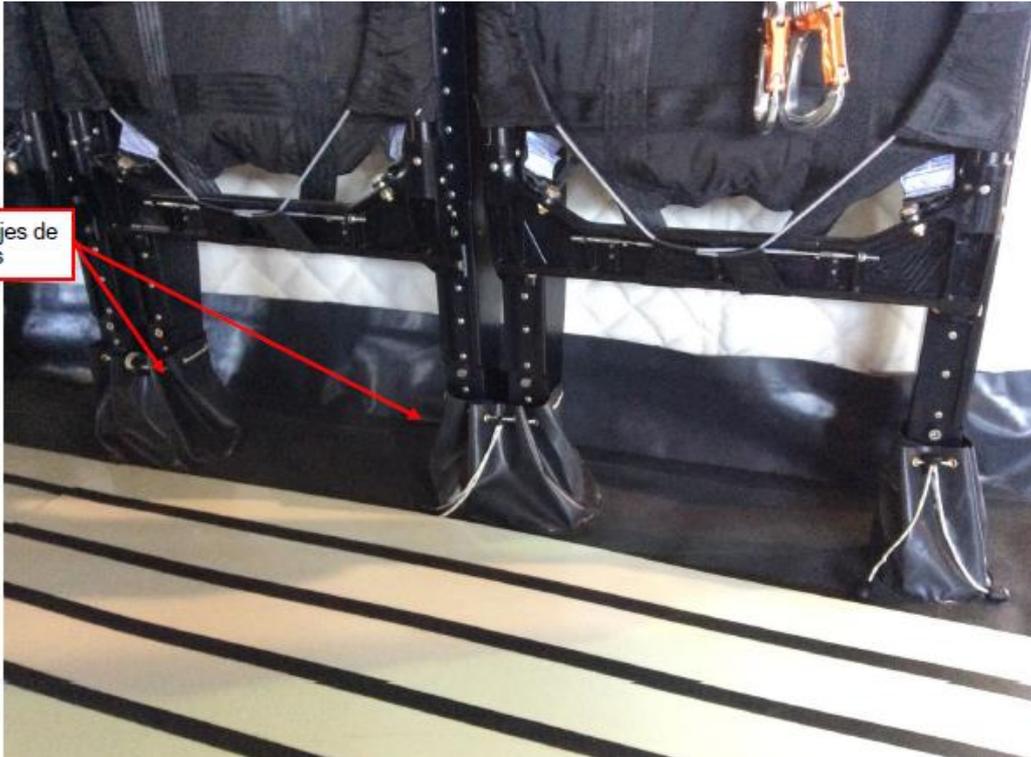


Figura C.8: Botas para los anclajes de los asientos traseros. (Fuente: [29])

Refuerzo rígido y antideslizante en la zona principal de trabajo

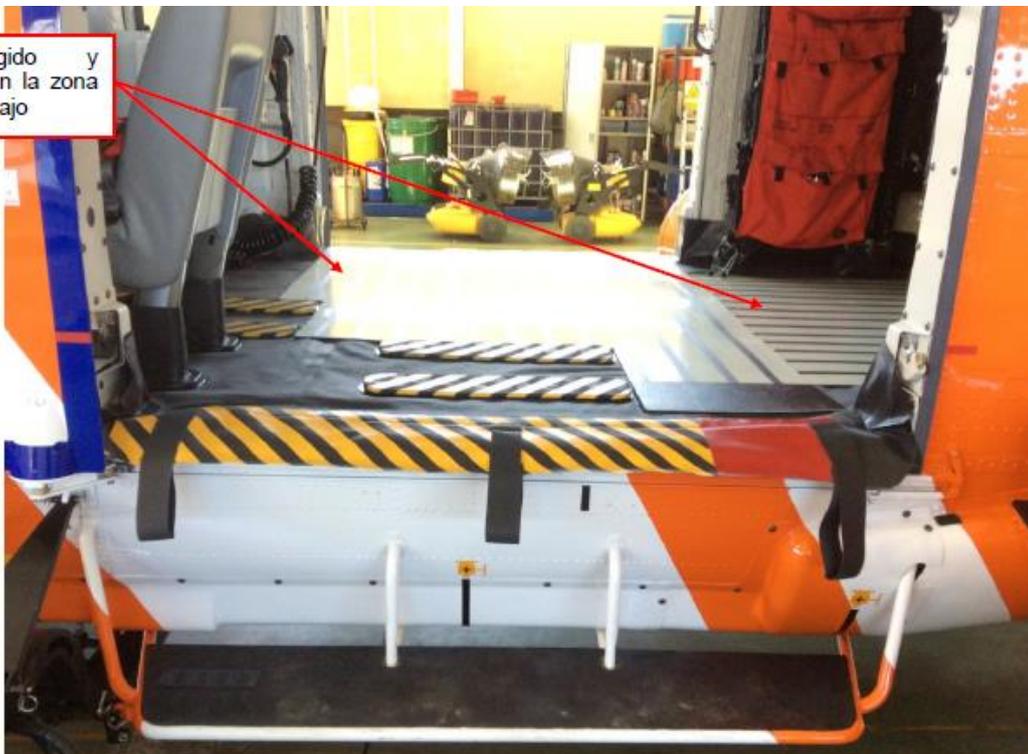


Figura C.8: Refuerzo rígido antideslizante en la zona principal de trabajo. (Fuente: [29])

Faldón plegable para dar
continuidad en la puerta
de operación



Figura C.9: Faldón plegable para dar continuidad a la puerta de operación. (Fuente: [29])

Anexo D: Ejemplo de piscina - Sea King SH3 de Sasemar.



Sistema de velcros para
fijar la piscina a la
estructura

Figura D.1: Sistema de anclaje de las piscinas. (Fuente: [29])



Botas de acceso a
anclajes del suelo

Figura D.2: Botas de los anclajes del suelo. (Fuente: [29])



Figura D.3: Diques para contener el agua. (Fuente: [29])

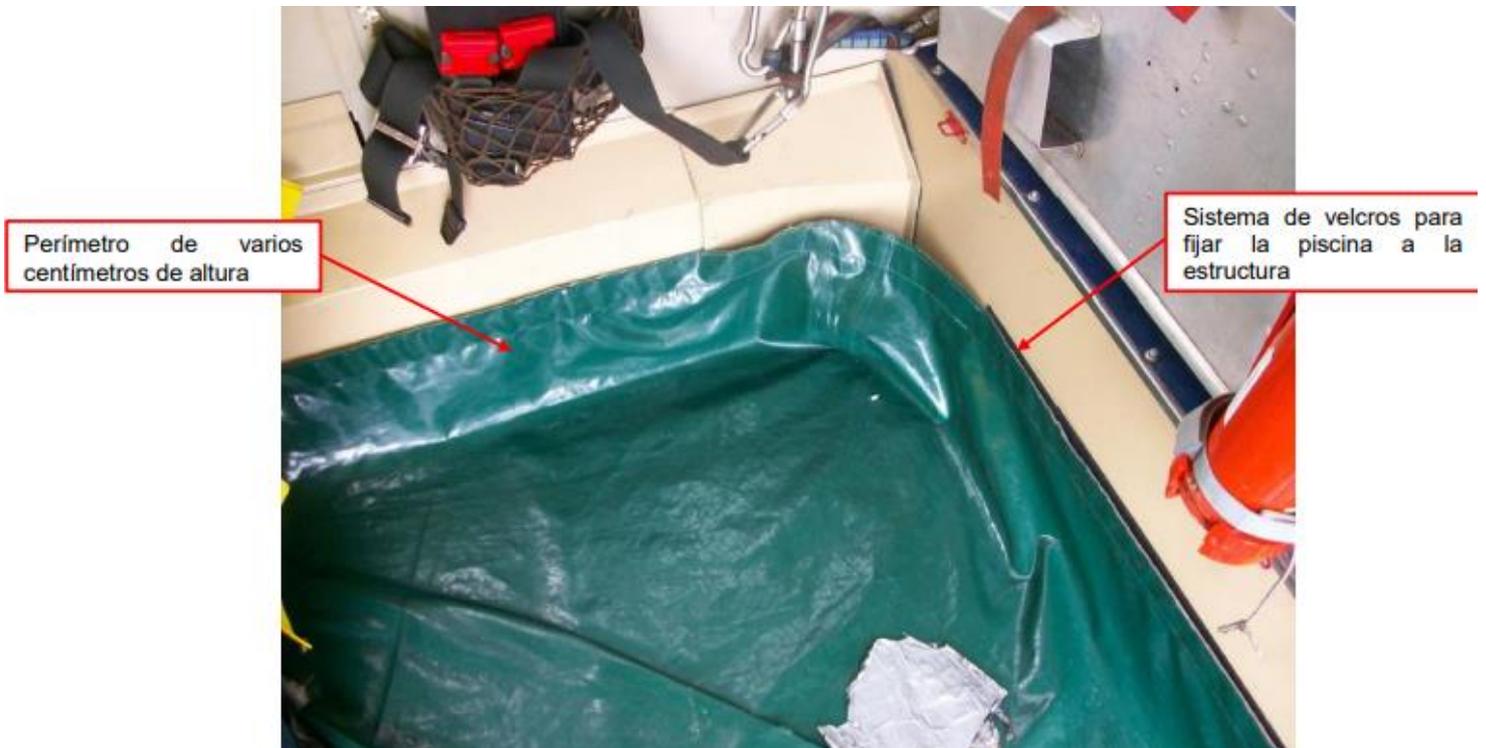


Figura D.4: Sistema de fijación del perímetro de la piscina. (Fuente: [29])



Figura D.6: Vista de la piscina cerca de la puerta. (Fuente: [29])



Figura D.5: Vista de los accesos a los anclajes. (Fuente: [29])

Faldón plegable para dar
continuidad en la puerta
de operación



Figura D.7: Faldón de la puerta. (Fuente: [29])



Figura D.8: Vista lateral del faldón de cola. (Fuente: [29])



Figura D.9: Vista del anclaje de las piscinas. (Fuente: [29])

Anexo E: Acceso tipo para el anclaje de camillas.



Figura E.1: Posición cerrada del acceso para el anclaje de camillas. Impide el paso de agua y facilita la operación reduciendo la zona con relieve. (Fuente: [29])



Figura E.2: Posición abierta del acceso. Tubo extensible para permitir la instalación de la fijación de las camillas. (Fuente: [31])



*Figura E.3: Interior del tubo extendido. Acceso a la argolla de su interior.
(Fuente: [29])*