

POLITECNICO DI TORINO

Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale



Tesi di Laurea Magistrale

**Analisi del repertorio manutentivo per un  
aeromobile ad ala rotante**

*Candidato*

*Bogdan Baetu*

*Relatore*

*prof. Giorgio Guglieri*

*Co-relatore*

*prof. Salvatore Brischetto*

Aprile 2021



# INDICE

---

Indice.....	I
Indice delle figure .....	IV
Indice delle tabelle .....	VI
Presentazione .....	1
Abstract .....	2
Ringraziamenti.....	3
1 Introduzione all'AW 139.....	4
1.1 Introduzione storica .....	4
1.2 La macchina AW139.....	6
1.2.1 Versioni derivate dell'AW139 .....	7
1.3 Le sezioni principali .....	8
1.3.1 Il rotore.....	9
1.3.2 Il Powerplant.....	11
1.4 Dati tecnici .....	12
2 Casistica di incidenti sugli elicotteri.....	14
2.1 Statistiche di incidenti di elicotteri.....	14
2.2 Distacco della coda sull'AW139 A7-GHC .....	16
2.3 Danno sulla canopy dell'elicottero Robinson R22 .....	17
2.4 Decompressione esplosiva su un Boeing 737-200.....	18
2.5 L'Eurocopter AS 332L1 Super Puma .....	19
2.6 Il BK117B1 1997 .....	20
2.7 L'Eurocopter AS 332 L2 Super Puma G-REDL.....	20
2.8 L'Eurocopter AS 332L1 Super Puma .....	20
3 Certificazione dell'aeromobile.....	22
3.1 La sicurezza .....	22
3.2 L'Aeronavigabilità.....	23
3.3 L'Annesso 8 dell'ICAO .....	23
3.4 I Certificati di omologazione e di aeronavigabilità .....	24
3.5 La continuazione dell'aeronavigabilità .....	24
3.6 FAR/CS-29: Aeromobili ad ala rotante di grande taglia Transport.....	25
4 L'attività in Airgreen .....	27
4.1 Introduzione.....	27

4.2	Schedario delle manutenzioni .....	28
4.3	Rapporto di lavoro .....	29
4.4	Gli inconvenienti .....	30
4.5	Iter normativo della manutenzione.....	32
4.5.1	Technical Publications.....	32
4.5.2	Limitazioni di Aeronavigabilità.....	32
4.5.3	Il Bollettino Tecnico .....	33
4.6	Materiali costituenti l'AW139 .....	33
4.6.1	La fibra di vetro.....	35
4.6.2	Il kevlar .....	35
4.6.3	Il nido d'ape .....	35
4.6.4	La fibra di carbonio .....	36
4.6.5	Il titanio.....	37
4.6.6	L'acciaio .....	38
4.6.7	L'alluminio e le sue leghe.....	38
4.6.8	Alclad .....	42
4.6.9	Sintesi dei principali materiali metallici aerospaziali.....	43
5	Il danneggiamento dell'ordinata STA5700 .....	44
5.1	Suddivisione della geometria lungo gli assi corpo.....	44
5.2	Funzione dei principali organi strutturali .....	44
5.3	Applicazione dell'alluminio .....	47
5.4	Rapporto sulle cricche presenti.....	49
5.5	Le motivazioni fisiche .....	53
5.6	Riparazione secondo il BT 139-089 .....	55
6	Conclusioni .....	58
Appendice A .....		61
A.1	Introduzione storica ai danni aeronautici.....	61
A.1.1	Safe life .....	61
A.1.2	Fail safe .....	64
A.1.3	Damage tolerant.....	65
A.1.4	Influenza del Damage Tolerant sui materiali.....	70
A.2	Impostazione del progetto strutturale .....	70
A.2.1	Classificazione temporale dei carichi .....	72
A.2.2	La fatica.....	72

A.2.3	Curve di Wöhler .....	75
A.2.4	Spettro di carico.....	76
A.2.5	Tecniche Non Distruttive .....	77
A.3	Scelta del materiale.....	78
A.3.1	Introduzione ai materiali.....	78
A.3.2	Il Material Index.....	78
A.3.3	Progetto a resistenza, a rigidezza e a buckling.....	78
A.3.4	Normativa sui materiali.....	80
	Bibliografia .....	81

## INDICE DELLE FIGURE

---

Figura 1: L'AW139 [1] .....	4
Figura 2: Ambiti operativi degli Elicotteri della AgustaWestland [3].....	6
Figura 3: L'AW149 [4] .....	7
Figura 4: Panoramica delle sezioni dell'AW139 [1].....	8
Figura 5: Rappresentazione schematica del rotore principale dell'AW139 .....	9
Figura 6: Schema delle pale del rotore principale dell'AW139 [1].....	11
Figura 7: Il Powerplant dell'AW139 [1].....	11
Figura 8: Sketch dell'AW139 [1].....	13
Figura 9: Distacco della coda sull'AW139 A7-GHC [7].....	16
Figura 10: STA 8700 [1].....	17
Figura 11: Cricca sul case dell'elicottero R22.....	18
Figura 12: Boeing 737-200: Multiple Site fatigue Damage MSD [9].....	19
Figura 13: AS332 L1 Super Puma [10].....	19
Figura 14: Cricca di fatica sul secondo stadio dell'ingranaggio dell'Eurocopter AS332L2 Super Puma Mk2 .....	20
Figura 15: Illustrazione dell'AW139 I-ASAR della Airgreen .....	27
Figura 16: Pagina iniziale di un Rapporto di Lavoro su un AB139 .....	30
Figura 17: Pagina di elencazione degli Inconvenienti su un RdL .....	31
Figura 18: Materiali del rivestimento esterno dell'AW139 sui primi modelli [1] .....	34
Figura 19: Materiali del rivestimento esterno dell'AW139 sugli ultimi modelli [1].....	34
Figura 20: La canopy in kevlar dell'AW139 [1] .....	35
Figura 21 Nido d'ape C561.....	36
Figura 22: Sezione di coda dell'AW139.....	37
Figura 23: Scheletro dell'alloggio dei motori con le paratie in titanio .....	38
Figura 24: Andamento qualitativo delle proprietà meccaniche in funzione delle differenti famiglie di leghe d'alluminio da deformazione plastica [14] .....	39
Figura 25: Resistenza alla corrosione e saldabilità delle leghe di alluminio [14].....	40
Figura 26: Le ordinate STA3900 e STA5700 [1] .....	44
Figura 27: Fori di alleggerimento all'interno della cabina di un AW139 .....	45
Figura 28: Vista frontale della STA5700 con i fori di alleggerimento [1].....	46
Figura 29: Corpo centrale della fusoliera e le sue ordinate, in evidenza la STA3900 e la STA5700 [1] .....	46
Figura 30: Dettaglio della ordinata STA5700 [1] .....	47
Figura 31: Scelta della lega di alluminio [1] .....	47
Figura 32: Confronto tra leghe di alluminio e acciaio in termini di resistenza meccanica .....	48
Figura 33: Collocazione della cricca sul lato destro dell'ordinata STA5700 .....	50
Figura 34: Entità della cricca sul lato destro dell'ordinata STA5700 .....	50
Figura 35: Orientamento cricca sulla STA5700 lato destro .....	51
Figura 36: Cricca secondaria sul pannello destro.....	52
Figura 37: Estensione della cricca sul lato sinistro dell'ordinata a partire dal foro di alleggerimento .....	53

Figura 38: Dettaglio cricca sul versante sinistro dell'ordinata .....	53
Figura 39: Attacchi MGB sulle ordinate 3900 e 5700 [1] .....	54
Figura 40: Due porzioni della ordinata STA5700 dal BT 139-089 .....	55
Figura 41: Dettaglio dei rivestimenti dal BT 139-089.....	56
Figura 42: Dettagli ordinata dal BT 139-089 .....	57
Figura 43: Esempi di storie di carico con cicli ad ampiezza variabile: (a) gruppi di cicli con ampiezza crescente, (b) cicli a media nulla ed ampiezza variabile in modo aleatorio (o random), (c) cicli con ampiezza e valor medio variabili in modo aleatorio [16].....	61
Figura 44: Carico residuo a compressione e trazione [9] .....	63
Figura 45: Apice cricca: zona plastica e stress residui [9].....	63
Figura 46: Danno sul Comet [17] .....	65
Figura 47: Danno sul F-111 [18].....	66
Figura 48: Orientamento degli sforzi [9] .....	67
Figura 49: Velocità di accrescimento della cricca [19] .....	68
Figura 50: Rateo di propagazione della cricca in funzione dello stress intensity factor [19] .....	69
Figura 51: Zona plastica in corrispondenza della estremità di una cricca [20].....	70
Figura 52: Relazione tra la sicurezza della struttura ed il costo associato [21] .....	71
Figura 53: Tipico andamento della rottura per fatica per un dato sforzo in funzione del numero di cicli di ripetizione dello sforzo [22].....	73
Figura 54: Curva di crescita della cricca [19].....	74
Figura 55: Progetto a fatica [23] .....	75
Figura 56: Diagramma Sollecitazione- Numero di cicli [9] .....	75

## INDICE DELLE TABELLE

---

Tabella 1: Pesi caratteristici dell'AW139.....	12
Tabella 2: Dimensioni caratteristiche dell'AW139 .....	13
Tabella 3: Incidenti di elicotteri nel decennio 2009-2018 [5].....	15
Tabella 4 Confronto delle proprietà meccaniche di Dural ed Ergal.....	41
Tabella 5: Proprietà meccaniche dei principali materiali di utilizzo aerospaziale [15] ..	43
Tabella 6: Indici di merito adimensionalizzati [21].....	80





## PRESENTAZIONE

---

Il presente elaborato è frutto di un lavoro iniziato nella azienda di manutenzione elicotteristica *Airgreen* e successivamente approfondita dal punto di vista didattico. L'esperienza all'interno della *Airgreen* ha permesso di familiarizzare con il campo della manutenzione operata sugli elicotteri analizzando i principali componenti soggetti a riparazioni sul modello *AW139*, e successivamente di focalizzare l'attenzione su un singolo componente. Grazie ai consigli del personale tecnico è stato possibile comprendere più nel dettaglio sia le operazioni eseguite nel rispetto della normativa, sia le ragioni fisiche alla base del problema, sfruttando anche il *know-how* su elicotteri simili.

La seguente trattazione analizza nel dettaglio lo sviluppo del processo manutentivo portato a termine su una delle ordinate principali, la *STA 5700*, dell'elicottero *AW139 I-ASAR* in seguito alla rilevazione, durante l'ispezione, di una cricca strutturale consistente, e di ulteriori cricche secondarie. La normativa prevede che la manutenzione rispetti il manuale fornito dal costruttore *Leonardo*, mediante il *Bollettino Tecnico BT 139-089*. Il *BT* rappresenta l'istruzione principale applicata dalla *Airgreen*, coadiuvata dalla esperienza tecnica degli operatori che ne hanno operato delle lievi modifiche.

Si desidera analizzare le possibili cause del cedimento e le soluzioni apportate sugli esemplari successivi del medesimo modello. Tra i principali indiziati che concorrono alla propagazione della cricca spiccano il fattore umano, la qualità del processo costruttivo e dei materiali utilizzati, oltre all'impiego in campo non pienamente predetto dalla progettazione iniziale. In aggiunta alla complessità ingegneristica stessa del progetto va tenuto in conto che ogni singolo esemplare, seppur appartenente ad un certo modello e ad una specifica serie industriale, è una macchina a sé stante. Di conseguenza gli inconvenienti e le relative soluzioni sono specifici per ciascun elicottero. L'esperienza acquisita nel corso degli anni è funzionale all'implementazione di un processo produttivo migliore, permettendo un aggiornamento tecnologico continuo, evidente ad esempio dal confronto di due esemplari di *AW139*, l'*ASAR* e il *WOOD* in esercizio presso l'*Airgreen*.

## ABSTRACT

---

This thesis is based on the work made inside the helicopter maintenance company *Airgreen* and subsequently developed by analyzing the theoretical topics. First of all, the experience inside *Airgreen* allowed me to become acquainted with maintenance operations made on helicopters, focusing on components most subject to repair on the helicopter AW139. Thanks to the help of the technical staff I was able to understand the repair operations made with respect to regulations and the physical reasons for the damage, using even the knowledge acquired on similar models.

The following discussion analyzes in detail the development of the maintenance process completed on the structural frame STA5700 of the helicopter AW139 I-ASAR. After inspection two main cracks were noticed, and several smaller that could lead to the destruction of the entire vehicle. The regulations ask to respect the *Manual* made by *Leonardo* using the *Bollettino Tecnico BT 130-089*. The *BT 139-089* represents the main instruction regarding the maintenance operations on the frame STA 5700.

The goal is to focus on the possible causes that lead to the structural failure and the solutions applied to the next models based on this discussion. The human factor, the quality of the construction process and the materials used, stand out among the main suspects contributing to the propagation of the crack. the quality of the construction process and the materials used. In addition to this it is important to consider the environment in which the helicopter is used, different than that predicted by design. The engineering complexity is related also to the fact that every single helicopter is a machine in its own right, even if belonging to a certain model and to a specific industrial series. Consequently, the drawbacks and the relative solutions are specific to each helicopter. The experience gained over the years is functional to the implementation of a better production process, allowing a continuous technological update. The progress is well expressed by the comparison of two examples of AW139, the ASAR and the WOOD in operation at the *Airgreen* company.

## RINGRAZIAMENTI

---

Il presente lavoro è frutto del contributo di numerose persone che ho il piacere di ringraziare.

In primis esprimo la mia più sentita riconoscenza per mia mamma per l'amore, l'impegno, il sacrificio di cui la tesi rappresenta un piccolo grande riscatto, con un orizzonte ancora da scrivere.

Ringrazio tutti gli amici che in questi anni mi sono stati vicini, dai quali ho ricevuto supporto e incoraggiamento, nonché vissuto molti momenti indimenticabili.

Ringrazio i professori Giorgio Guglieri e Salvatore Brischetto per avermi aiutato nella stesura dell'elaborato con estrema professionalità e umanità mettendo a mia disposizione la propria esperienza.

Infine, ringrazio il gruppo di lavoro della *Airgreen* che mi ha ospitato offrendomi la possibilità di interagire con un ambiente dinamico e prendere confidenza con il settore della manutenzione elicotteristica permettendo di fatto la realizzazione della tesi.

*"Per aspera, ad astra"*

# 1 INTRODUZIONE ALL'AW 139

---

## 1.1 INTRODUZIONE STORICA

Si introduce nel seguente capitolo l'elicottero AW139 esaminato nel corso del presente lavoro. L'AW 139 è un *masterpiece* del settore elicotteristico, figlio del lavoro ricercato e funzionale della *AgustaWestland* a partire dagli anni '90.

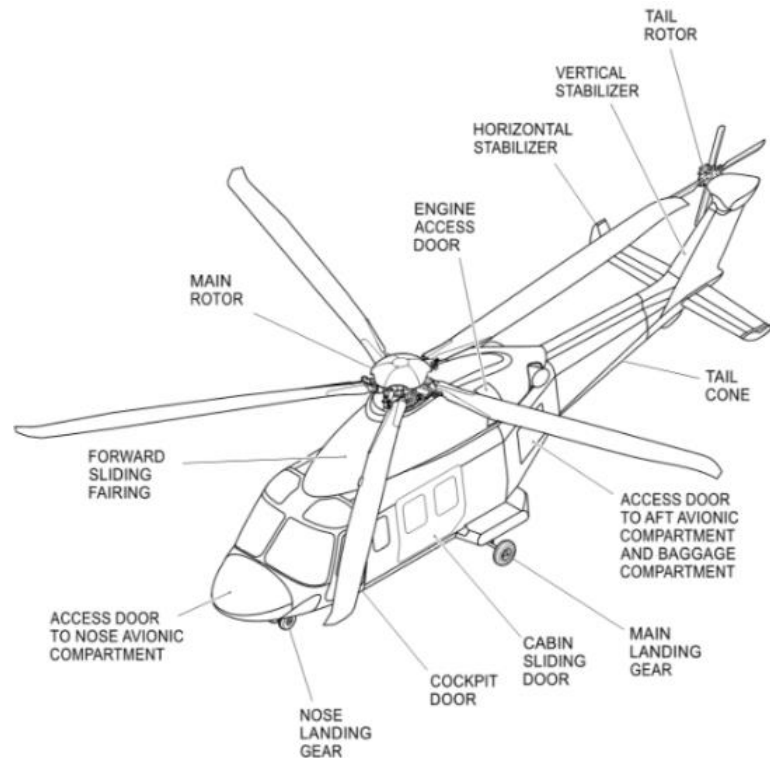


Figura 1: L'AW139 [1]

La *AgustaWestland* [2], società *Finmeccanica S.p.A* con il 100% delle azioni a partire dal 2004, con base a Cascina Costa di Samarate (VA), è uno dei protagonisti tecnologicamente più avanzati e competitivi del mercato elicotteristico mondiale, le cui attività produttive sono concentrate in Italia, Regno Unito e Stati Uniti.

L'*Agusta*, fondata da Giovanni Agusta dopo la Prima Guerra Mondiale, nasce nell'ambiente aeronautico dell'ala fissa per poi espandersi negli anni '50 nel settore dell'ala rotante come produttore europeo su licenza della *Bell* a partire dall'esemplare *Agusta-Bell 47G*. Acquisisce una buona conoscenza della tecnologia elicotteristica ed in grado di rispondere in maniera sempre più esaustiva alle richieste del cliente con un'attenta e puntuale personalizzazione dell'elicottero. In tal modo, negli anni '60 l'*Agusta* amplia la propria gamma di produzioni su licenza anche con produttori di spicco quali *Sikorsky* e *Boeing*, imponendosi di fatto nel difficile mercato mondiale dell'ala rotante. Numerosi sono gli esemplari prodotti, tra cui spiccano l'*A109*, un elegante e veloce

quadripala, con caratteristiche innovative ed alte prestazioni che entra in produzione nel 1975 come multiruolo, adatto per trasporto *VIP*, soccorso e impiego militare, e l' *A129 Mangusta*, su commissione dell'Esercito Italiano, che è un bimotore biposto in tandem, il primo elicottero da combattimento ad essere progettato e realizzato interamente in Europa che dimostra la capacità di Agusta di soddisfare anche i requisiti tecnici più complessi. Gli elicotteri in produzione coprono tutte le principali categorie di peso, dal monomotore da 2.8 tonnellate al trimotore da 16 tonnellate, ed utilizzano soluzioni tecnologiche all'avanguardia grazie agli investimenti in ricerca e sviluppo sia nel settore degli elicotteri convenzionali che nello sviluppo delle tecnologie del *tiltrotor* e del *tiltwing*.

In questo ampio ventaglio di proposte l'*AW 139* rappresenta un prodotto di spicco che ha permesso all'azienda di sopravvivere alla crisi del settore in seguito al calo delle commissioni militari conseguente al crollo del muro di Berlino nel 1989 e delle relative tensioni belliche. L'*AB139*, successivamente *AW139*, il cui studio inizia nel 1997, solo tre anni dopo l'ingresso nel Gruppo Finmeccanica, si inserisce in quella nicchia di elicotteri medi bimotore che va a sostituire l'ormai datata vecchia generazione di *AB205*, *AB212*, *AB412*. Nel 2003 ottiene il certificato di omologazione. Il marchio *AgustaWestland* prende vita nel 2004 per mezzo della vendita al Gruppo Finmeccanica di *Westland* da parte del gruppo inglese *GKN*, creando in tal modo uno dei poli aeronautici più importanti al mondo. Nel 2006 l'*AB139* diventa *AW139*, attuale denominazione, in seguito al ritiro dal progetto della *Bell Helicopter*.

Il primo *AW139* effettua il primo volo il 3 febbraio 2001 presso lo stabilimento della Agusta di Cascina Costa, seguito dal primo esemplare di produzione il 24 giugno 2002. Il primo elicottero, rivolto alla clientela, è stato consegnato nel 2003 nello stabilimento di Vergiate, dove ha sede l'assemblaggio finale.

## 1.2 LA MACCHINA AW139

Il portfolio delle offerte di elicotteri da parte di *AgustaWestland* è riportato in figura. La flotta dei velivoli civili è divisa in sette categorie corrispondenti a differenti ambienti operativi quali *Corporate/VIP, Air Taxi/ Charter, EMS, Oil&Gas, Law Enforcement, ed Utility*.

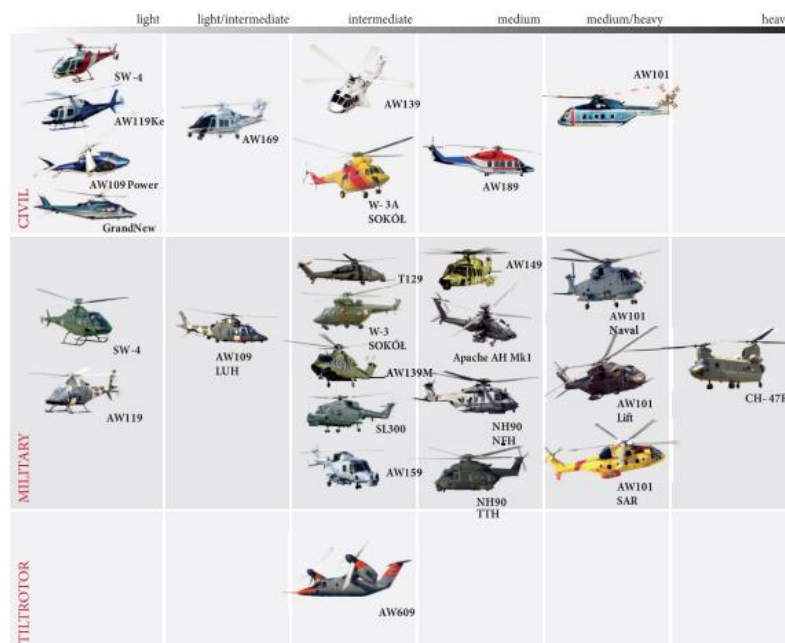


Figura 2: Ambiti operativi degli Elicotteri della AgustaWestland [3]

L'eclettico *AW139* è presente nel mercato in diverse configurazioni: *Law Enforcement* (polizia), *EMS* (eliambulanza), trasporto *VIP*, *SAR* (*Search And Rescue*), e supporto alle piattaforme petrolifere *offshore*, per cui il velivolo è nato praticamente. L'*AW139* è la macchina di medio-grande categoria di peso che non ha rivali per quanto riguarda criteri quali la potenza motori, la resa oraria, le prestazioni sul campo, e la funzionalità, in confronto ai principali *competitors* mondiali. Esso rappresenta l'innovazione capace di riscrivere completamente gli standard con cui gli elicotteri di tale categoria sono misurati.

Il doppio motore a turbina *Pratt & Whitney PT6C-67C*, assieme al rotore principale a cinque pale e un rotore quadripala di coda, garantisce la migliore performance in ogni condizione e tipologia di carico, compresa la *hot and high*, una situazione di scarsa pressione ed elevata altitudine che mette a dura prova qualsiasi tipo di aeromobile. Il progetto ha dotato l'elicottero di una cabina piloti di ultima generazione, supportata da un'avionica all'avanguardia con un'eccellente strumentazione di bordo. Tali punti di forza hanno permesso il conseguimento della categoria "A" che esclude qualsiasi tipo di limitazione al volo. La categoria "A" è riferita ad elicotteri plurimotori, disegnati e realizzati con turbine e sistemi di isolamento, così come descritti nelle *JAR 27/29* o equivalenti, accettate dalla *JAA*, in cui adeguate prestazioni riportate nei rispettivi manuali di volo ed in accordo con l'area della superficie da cui operano, consentono di

effettuare il decollo o l'atterraggio in sicurezza, nell'ipotesi di una avaria ad una turbina durante il loro svolgimento.

### 1.2.1 Versioni derivate dell'AW139

Si presentano di seguito le versioni che sono state realizzate a partire dal progetto iniziale dell'AW139 al fine di rispondere prontamente alla domanda variegata del mercato in termini di dimensioni, prestazioni e costi.

#### 1.2.1.1 US139

L'AgustaWestland/L-3 Communications US139 rappresenta il tentativo di ingresso all'interno del programma LUH<sup>1</sup> della US Army. Tale modello vanta la maggior flessibilità e il maggior spazio utile a disposizione della sua classe, con una capacità di 15 persone oppure 4 barelle con 6 passeggeri, con una velocità di crociera superiore ai 165 nodi<sup>2</sup> ed un carico utile superiore alle 6000 libbre, tale da sostituire l'UH-1 Huey. Tale modello è stato, tuttavia, surclassato dall'Eurocopter UH-145 nominato UH-72 Lakota.

#### 1.2.1.2 AW149

Tale versione, sfruttata per fini militari punta sull'incremento delle dimensioni e dei pesi massimi al decollo rispettivamente, da 13.77 m a 17.57 m di lunghezza, e da 6400 kg a 8600 kg. Il primo prototipo ha preso il volo nel 2009. Nel 2017 la Leonardo comunica che la catena di montaggio sarà fissata a Yeovil, nel Regno Unito, se sarà selezionato come sostituto del Puma Mh2, a servizio della RAF a partire dal 2025. I motori sono più potenti, sono due GE CT7-2E1 da 1980 CV.



Figura 3: L'AW149 [4]

#### 1.2.1.3 AW139M

Questo modello è stato progettato per soddisfare i requisiti militari della US Air Force per la Common Vertical Lift Support Program con l'obiettivo di sostituire l'UH-1N. L'equipaggiamento include un flir<sup>3</sup> ad alta definizione, un sensore infrarossi ed un

---

<sup>1</sup> Light Utility Helicopter.

<sup>2</sup> 1 nodo equivale a 1.852 km/h

<sup>3</sup> Forward looking infrared è una tecnologia di visione che rileva la radiazione infrarossa ricreando in uscita delle immagini.



carrello d'atterraggio specifico per carichi pesanti. Il primo modello è stato venduto alla *Air Force Italiana* sotto il nome di *HH-139*.

#### 1.2.1.4 AW189

L'AW189 è un modello derivante dall'AW149, presentato nel 2011 al *Paris Air Show*. All'inizio del 2020 gli esemplari venduti sono più di 70 con circa settanta mila ore di volo complessive. Ne esiste una versione AW189K equipaggiata con motori *Safran Aneto-1K*, con 2500 CV, anziché *GE CT7-2E1* da 1980 CV, per la quale la *EASA* ha rilasciato il *Type Certificate* nel giugno del 2020. Tale versione presenta l'enorme privilegio per il cliente di poter operare fino a 4500 metri ossia più di 1500 metri della versione base, e con un peso massimo al decollo di 8.6 tonnellate.

### 1.3 LE SEZIONI PRINCIPALI

Il corpo dell'elicottero viene suddiviso in aree specifiche, ciascuna con una propria dinamica di funzionamento. La figura seguente mostra la suddivisione macroscopica dell'elicottero, tra la sezione anteriore e la sezione di coda.

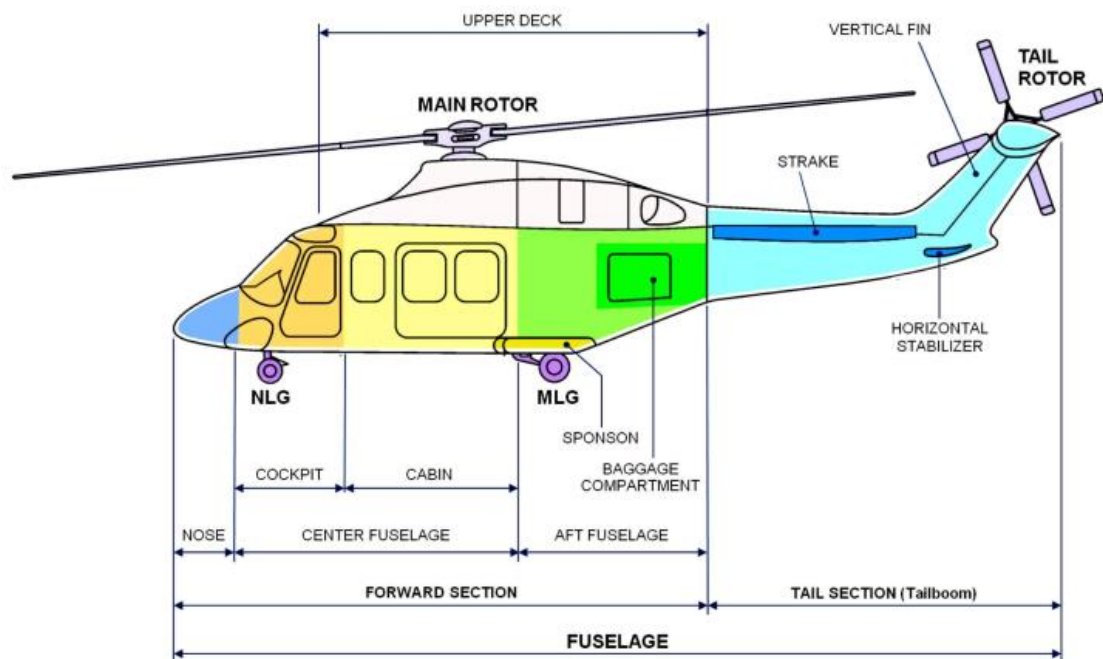


Figura 4: Panoramica delle sezioni dell'AW139 [1]

La sezione anteriore a sua volta comprende il muso seguito dalla cabina passeggeri e dalla cabina del carico pagante sino alla zona di raccordo con la parte terminale, al cui interno sono stipati i serbatoi ed i bagagli. La parte superiore è dominata dal rotore principale a cinque pale e dal propulsore, mentre la parte inferiore include i due carrelli di atterraggio, l'anteriore ed il principale. Il corpo dell'elicottero si estende successivamente con la coda che ha il compito di garantire la stabilità dell'aeromobile. Lungo la coda sono disposte delle superfici aerodinamiche, dette *strake*, relativamente piccole che assolvono a funzioni analoghe a quelle dello stabilizzatore orizzontale. Sulla sommità della coda è posizionato il rotore di coda quadripala collegato al rotore principale per mezzo della trasmissione. La trasmissione, a sua volta, affronta due snodi

per passare dal rotore principale fino al rotore di coda: il primo, di 42°, per il rialzamento del corpo terminale, e il secondo di 90° che imposta la rotazione del rotore di coda secondo un asse giacente sul piano orizzontale, anziché verticale come per il rotore principale.

La fusoliera è progettata per offrire i requisiti di sicurezza in funzione di vari fattori. Tra essi i principali sono i carichi da impatto, detti *crash loads*, che devono al più generare deformazioni controllate senza mettere a repentaglio le vie d'uscita per i passeggeri, per cui si rende necessaria una certa tolleranza a questi imprevisti. Occorre tenere in conto la frequenza di risonanza sulla struttura in conseguenza delle forti accelerazioni dei due rotori e anche quella conseguente alla vicinanza al suolo, il cosiddetto *ground effect*.

### 1.3.1 Il rotore

Il rotore rappresenta il componente che fornisce all'elicottero la forza motrice permettendogli di librarsi in aria in volo a punto fisso o traslato. È costituito dal rotore principale e dal rotore di coda, rispettivamente *main* e *tail rotor*. Brevemente, i principali elementi che compongono il rotore principale sono il mozzo (*hub*), le aste di tensione (*tension links*), i cuscinetti elastomerici, gli smorzatori, le leve di controllo. L'*hub*, realizzato in titanio, connette le pale all'albero grazie alla scanalatura interna che permette l'accoppiamento con l'albero stesso. L'*hub* trasmette la rotazione al piatto oscillante tramite opportuni organi meccanici chiamati *scissors links*. Le aste di tensione collegano le pale al mozzo trasmettendo a quest'ultimo le forze centrifughe tramite i cuscinetti elastomerici. L'utilizzo di cinque pale ha consentito di disporre di una adeguata superficie per la produzione di portanza contenendo il diametro del rotore. Il vantaggio di tale scelta progettuale si traduce in un ingombro ridotto rispetto agli elicotteri della stessa classe e in velocità di volo sostenute evitando di avere elevate velocità di rotazione alle estremità e di conseguenza l'insorgenza di fenomeni di resistenza d'onda. Il passo collettivo e il passo ciclico sono comandati meccanicamente dall'input fornito dai piloti, che viene amplificato da tre attuatori idraulici. Il sistema di controllo del volo può interagire con il passo collettivo e con il passo ciclico tramite, rispettivamente, uno e due attuatori elettrici.

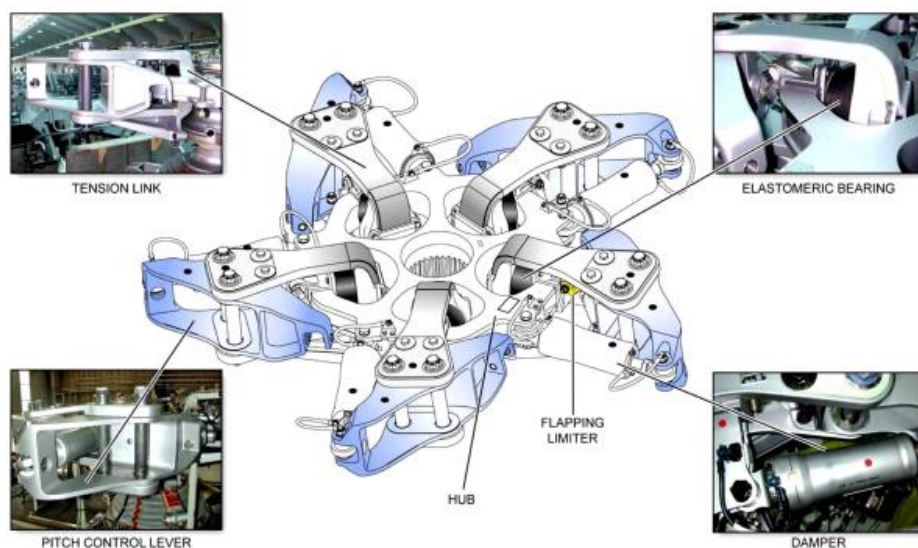


Figura 5: Rappresentazione schematica del rotore principale dell'AW139

Il rotore principale si interfaccia con il *Flight Control System* tramite gli elementi di controllo rotanti e il piatto oscillante, i quali forniscono i punti di aggancio per i tre servoattuatori del rotore principale e trasmettono il comando in uscita alle pale. Gli elementi di controllo rotanti sono diversi. Le cinque *pitch links*, una per ogni pala, intermedie tra le relative leve delle pale del rotore principale ed il piatto oscillante; le due *scissors* rotanti installate tra il mozzo e il piatto oscillante rotante, mantengono il mozzo in rotazione; il piatto oscillante composto da una parte rotante e una fissa, con una rotazione relativa realizzata tramite cuscinetti a sfera, dove la parte fissa riceve il comando dai servoattuatori e viene successivamente trasmesso alla parte rotante.

Il rotore principale singolarmente non garantisce l'aeronavigabilità dell'elicottero. Difatti, oltre alla sustentazione in aria, l'aeromobile deve essere stabile staticamente e dinamicamente lungo i tre assi spaziali. Il rotore principale mediante la sua rotazione, per il principio di azione e reazione, genera una coppia di reazione sulla fusoliera nel verso opposto. Tale coppia renderebbe il velivolo ingovernabile obbligandolo a ruotare su sé stesso. Per ovviare a tale inconveniente l'elicottero dispone di un rotore di coda che compensa la coppia di reazione dovuta al rotore principale permettendo all'elicottero la stabilità lungo l'asse di imbardata. È costituito da quattro pale, dal diametro di 2.70 metri, di tipo *fully articulated* con cuscinetti sferici elastomerici che consentono di assecondare i tre gradi di libertà necessari al rotore, il flappeggio, il brandeggio, ed il passo. La struttura è simile al rotore principale, con cuscinetti elastomerici e smorzatori elastomerici per il brandeggio e per mantenere il flappeggio entro i limiti di  $(-10^\circ \div 12^\circ)$ .

Il rotore principale rispetta lo standard americano di rotazione in senso antiorario e quindi la coppia risultante sulla fusoliera porta la macchina a ruotare in senso orario. Sulla maggioranza di questi elicotteri il rotore di coda è posto sul lato sinistro e si dicono *spingenti*. L'*AW139* è dotato, invece, di un rotore di coda *trattore*, posizionato sul lato destro, che risucchia aria dalla zona frontale spingendola nella zona posteriore. Al netto delle prestazioni, questa scelta progettuale è meno efficiente dal punto di vista aerodinamico in quanto si ha un flusso d'aria che incontra superfici come gli stabilizzatori o il tronco di coda. Il senso di rotazione del rotore di coda, dopo studi legati alle prestazioni, è stato prefissato tale che la pala superiore spinga il flusso verso l'esterno e non verso l'interno contro le superfici aerodinamiche. Tale scelta migliora la manovrabilità dell'elicottero.

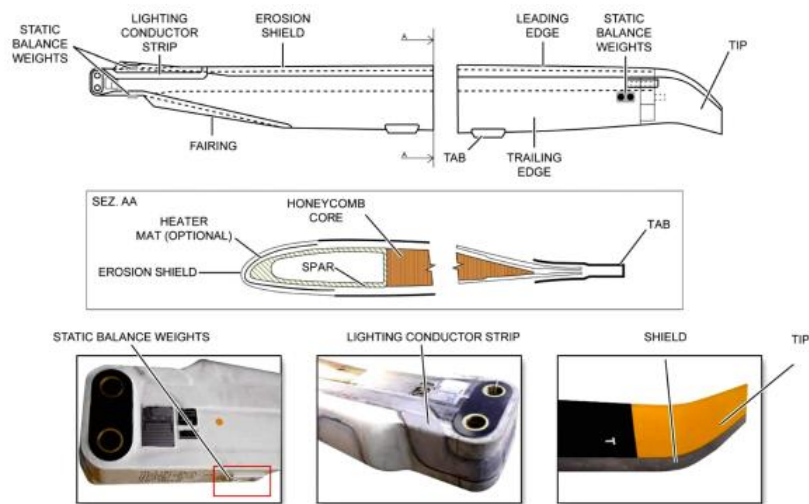


Figura 6: Schema delle pale del rotore principale dell'AW139 [1]

Le pale sono realizzate in materiale composito, con un rivestimento in acciaio inossidabile come scudo contro l'erosione in corrispondenza del bordo d'attacco. Per bilanciare staticamente il rotore, si collocano alla radice e alla estremità della pala le masse di bilanciamento. Ci sono inoltre due superfici portanti di correzione chiamate *trimtab* attaccate al bordo di fuga che possono essere piegate se necessario per effettuare il *tracking* del rotore principale e il bilanciamento dinamico delle pale. Il composito è realizzato da nastri di fibre di vetro unidirezionali avvolti in strati di fibra di vetro incrociati, con un sottile rivestimento in nickel sulla superficie esterna del bordo d'attacco contro l'erosione. Sono presenti, inoltre, anche i rivestimenti superiore e inferiore in fibra di vetro sulla parte terminale del longherone del bordo d'attacco che si estendono dietro a formare il bordo di fuga.

### 1.3.2 Il Powerplant

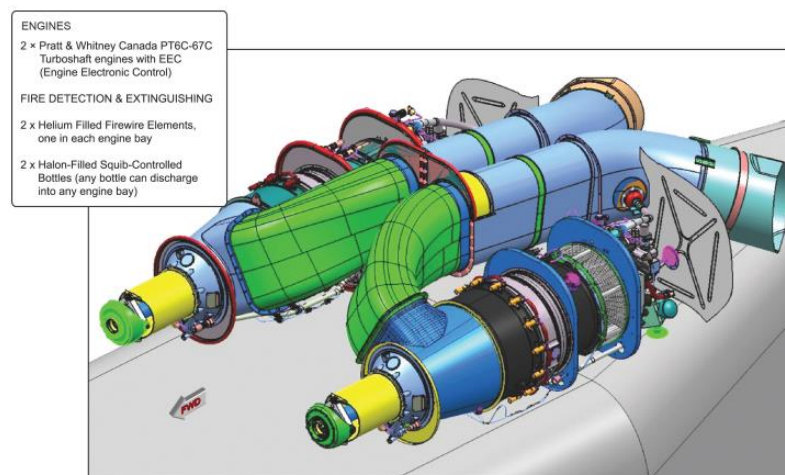


Figura 7: Il Powerplant dell'AW139 [1]

Il sistema propulsivo dell'AW139 è costituito da due motori *PT6C-67C* installati, ciascuno in compartimenti ignifughi separati, sul tetto della cabina grazie a tre agganci, due posti

sul retro del motore, e il terzo frontale è legato alla trasmissione principale *MGB*<sup>4</sup>. L'aggancio frontale è un giunto cardanico attaccato all'*input case* della *MGB* e si fa portatore dei carichi verticale, orizzontale e torsionale. Gli agganci permettono l'espansione termica in direzione radiale del motore date le temperature elevate che vengono raggiunte. Le paratie del motore sono strutture in titanio che avvolgono il motore sui tre lati. Ciascun motore è un *turboshaft* a turbina libera di potenza, caratterizzato da quattro stadi di compressore assiale e uno di compressore centrifugo, e tutti i compressori sono guidati da un unico stadio singolo di *compressor turbine*. La potenza fornita rappresenta l'output che alimenta la *MGB*. L'AW139 non è dotato di una *auxiliary power unit*: le sue funzioni sono svolte da uno dei motori. I serbatoi sono di tipo autosigillante e sono collocati immediatamente dietro la cabina. I serbatoi principali possono contenere fino a 1 588 litri di combustibile e possono essere affiancati da serbatoi ausiliari che possono contenere fino a 500 litri. La camera di combustione è di tipo *reverse flow* dove la direzione del flusso varia di 180° come entra e si miscela col combustibile. Un quantitativo misurato di combustibile viene spruzzato nella camera di combustione tramite l'ausilio di 14 iniettori.

L'elicottero gode di un controllo automatico del motore e di una risposta rapida alle variazioni di richiesta della potenza grazie alla implementazione di un modulo elettronico di controllo del carburante (*EEC*) e di un modulo idromeccanico di gestione del carburante (*FMM*). Il sistema di monitoraggio del motore prevede sensori e sonde installate sul motore che controllano lo status del motore.

## 1.4 DATI TECNICI

Le seguenti tabelle presentano i pesi, le performance dell'elicottero in esame.

Tabella 1: Pesì caratteristici dell'AW139

<b>PESI (Kg)</b>	
<b>Peso a pieno carico al decollo (carichi interni)</b>	6400
<b>Peso a pieno carico al decollo (carichi esterni)</b>	6800
<b>Peso a secco</b>	3730
<b>Peso interno sfruttabile</b>	2670
<b>Peso esterno sfruttabile</b>	3070
<b>Sistema standard a due celle del carburante</b>	1254
<b>1 cella ausiliaria di carburante</b>	400

La prima tabella analizza i principali pesi dell'elicottero nella sua versione base. I dati sono naturalmente variabili in funzione di una moltitudine di fattori, quali l'aspetto tecnologico che ha permesso negli ultimi modelli un incremento dei pesi massimi al decollo. Inoltre, le masse differiscono anche considerando il profilo di missione prescelto per ciascun elicottero, in quanto le attrezzature variano di conseguenza. Variazioni simili sono visibili, naturalmente, anche in merito alle dimensioni, sempre nell'ottica che la

<sup>4</sup> Main Gearbox, indica la trasmissione principale dell'elicottero che connette i due rotori.

gestione degli spazi deve essere funzionale all'impiego in esercizio di ciascun esemplare. Una versione più recente può permettersi pesi maggiori a costo di variare anche, tra le altre cose, il diametro del rotore principale per una maggiore risultante aerodinamica.

Tabella 2: Dimensioni caratteristiche dell'AW139

<b>Dimensioni Caratteristiche</b>	
<b>Lunghezza totale</b>	16,66 m
<b>Altezza massima</b>	4,98 m
<b>Diametro del rotore principale in rotazione</b>	13,80 m
<b>Diametro del rotore di coda in rotazione</b>	2,70 m
<b>Altezza minima da terra del rotore principale</b>	3,01 m
<b>Volume Cockpit</b>	2,53 m <sup>3</sup>
<b>Volume Cabina</b>	8,00 m <sup>3</sup>

La rappresentazione seguente, tratta dalla scheda tecnica dell'elicottero, mostra visivamente gli ingombri dell'elicottero. Il modello viene descritto come tra i più compatti della sua categoria, grazie ad una cura perpetua nella gestione degli spazi, ottimizzando sia l'ergonomia interna sia quella esterna.

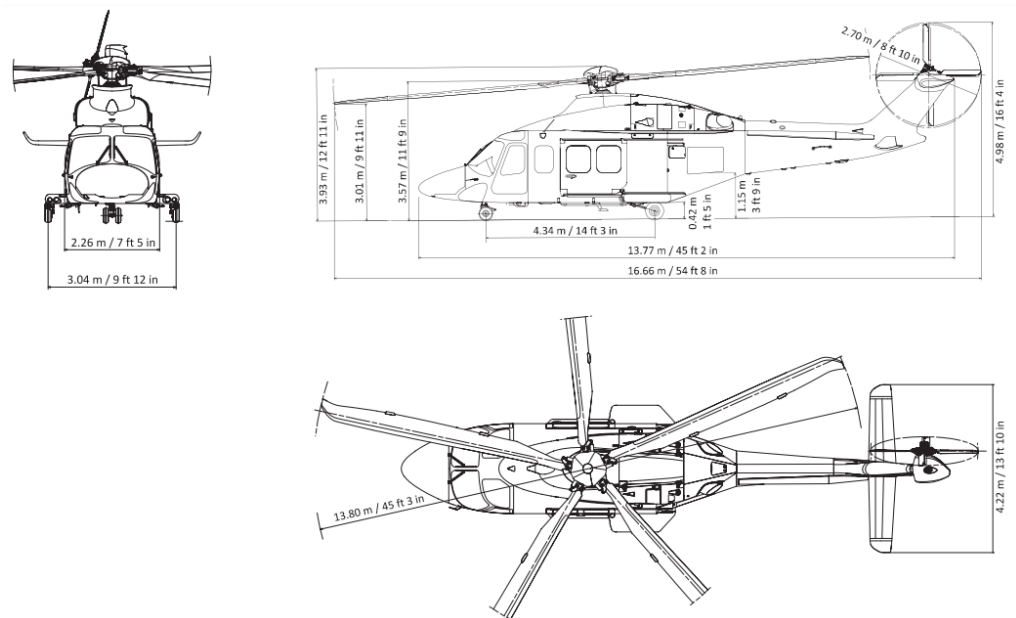


Figura 8: Sketch dell'AW139 [1]

## 2 CASISTICA DI INCIDENTI SUGLI ELICOTTERI

---

L'elicottero è tra le macchine più complesse del panorama ingegneristico, frutto del progresso tecnologico concentrato nell'ultimo secolo. Nonostante il settore aeronautico sia il più restrittivo in materia normativa per garantire la sicurezza, nel corso degli anni si contano molteplici incidenti, alcuni dei quali anche fatali. I vari enti nazionali ed internazionali redigono un rapporto atto ad evidenziare ed esplicitare le dinamiche responsabili dell'accaduto. L'obiettivo principale dell'indagine, oltre che definire le responsabilità amministrative e penali dei soggetti coinvolti, è focalizzato sulla comprensione della natura delle cause fisiche. La redazione del rapporto permette, infatti, di ottenere un database sempre più ampio di incidenti, opportunamente classificabili, in un'analisi a posteriori, secondo un ampio ventaglio di criteri. In quest'ottica si delineano gli sforzi di enti nazionali, come l'ENAC<sup>5</sup> in Italia, ed internazionali, quale l'EASA in Europa, di monitorare progressivamente l'attività degli aeromobili nel proprio territorio di competenza. Gli studi condotti sono trascritti in documenti liberamente accessibili e continuamente aggiornati. Il beneficio di una simile collaborazione si riversa sui diversi ambiti del settore aeronautico, dalla progettazione dell'esemplare sino al suo mantenimento in condizioni di sicurezza tramite manutenzione. La statistica e la comprensione delle cause di un qualsiasi incidente, dal meno al più gravoso, spronano ciascun operatore a delineare una politica incentrata sul continuo miglioramento nel rispetto della sicurezza. La sicurezza, come si vedrà, coinvolge non solo le persone ma anche l'ambiente circostante ed il mezzo stesso.

### 2.1 STATISTICHE DI INCIDENTI DI ELICOTTERI

L'ente europeo EASA, per mezzo del *Safety Intelligence and Performance Department*, pubblica ogni anno una analisi della sicurezza, per velivoli sia ad ala fissa sia ad ala rotante. Nel report annuale del 2020 si focalizza l'attenzione sul decennio 2009-2018 durante il quale si valutano gli incidenti pervenuti sugli aeromobili e si classificano secondo opportuni schemi.<sup>6</sup> In merito agli elicotteri si pone la distinzione in tre categorie, quelli da trasporto commerciale, quelli relativi a operazioni specializzate, e quelli non commerciali. Nella prima categoria rientrano i voli *onshore* e *offshore* inclusi i velivoli per soccorso aereo. Lo schema ECRS<sup>7</sup> utilizzato dall'EASA classifica gli incidenti in fatali, non fatali, e potenzialmente critici.

---

<sup>5</sup> Ente Nazionale per l'Aviazione Civile

<sup>6</sup> Si precisa che enti differenti producono dati distinti, ragion per cui la classificazione conseguente dei dati applicata dalla EASA può differire da quella di organi indipendenti.

<sup>7</sup> European Risk Classification Scheme.

Tabella 3: Incidenti di elicotteri nel decennio 2009-2018 [5]

2009 - 2018 TOTAL	TIMESPAN	2019	2019 vs 2009-2018
22	Fatal Accidents	4	↑
56	Non-fatal Accidents	5	=
47	Serious Incidents	9	↑

Gli incidenti fatali annoverano quasi un centinaio di vittime, a fronte di poco meno della cinquantina di feriti critici. Quasi tutti gli incidenti sono stati classificati secondo lo schema ECRS ottenendo che la quasi totalità era caratterizzata da un alto rischio, quindi più prevedibili. In aggiunta si può sottolineare quanto le fasi più critiche del volo con maggiori casistiche di incidenti siano la condizione *en route* e l'atterraggio, come per gli aerei. Mediamente i velivoli più coinvolti della categoria del trasporto civile sono relativi al soccorso (*HEMS*) e *l'offshore*. Tale dato non deve sorprendere in quanto le operazioni suddette sono condotte in ambienti ostili e imprevedibili anche per piloti altamente qualificati.

Tendenzialmente il rateo di incidenti per gli elicotteri risulta maggiore rispetto a quello degli aeromobili ad ala fissa. La ragione alla base di questa sproporzione è da attribuire principalmente a due fattori: la capacità singolare dell'elicottero di operare in contesti più variegati, ed i tentativi dei piloti di volare oltre i limiti propri e della struttura.

In accordo con la *National Transportation Safety Board*<sup>8</sup> approssimativamente l'80% di tutti gli incidenti in aviazione sono causati da errori del pilota, a sottolineare il ruolo predominante del fattore umano. La maggior parte di questi incidenti sono frutto di una mancanza da parte degli istruttori di incorporare all'interno delle istruzioni per l'addestramento al volo<sup>9</sup> la gestione del rischio e la gestione delle risorse per guida a pilota singolo (*SRM*).<sup>10</sup> La *SRM* è definibile come la capacità di gestione e controllo di tutte le risorse a disposizione, sia a bordo sia esterne, da parte del pilota prima e durante il volo affinché quest'ultimo si concluda con successo. In aggiunta alla gestione delle risorse si annoverano, tra gli altri, concetti quali la gestione del rischio, il carico di lavoro e la gestione dei cosiddetti *task*. Il pilota deve essere abile a recepire un'informazione, analizzarla e prendere una decisione in modo accurato e tempestivo. Il pilota è indotto a commettere errore in conseguenza di una catena di eventi ("*error chain*"), attribuibili al singolo pilota, come la distrazione, la stanchezza, l'eccesso di fiducia nelle proprie abilità, o all'ambiente circostante. Secondo l'opinione del rinomato istruttore di volo certificato Max Trescott l'attenzione andrebbe focalizzata sul numero di ore di volo accumulate su uno specifico modello di aeromobile. Le statistiche, infatti, mostrano che

<sup>8</sup> L'NTSB è una agenzia investigativa indipendente del Governo degli Stati Uniti che indaga ed emette rapporti su incidenti di vari mezzi di trasporto, tra cui gli aeromobili.

<sup>9</sup> Aeronautical Decision-Making, abbreviato ADM.

<sup>10</sup> Si parla di "Single-pilot resource management" abbreviato come SRM.



gli incidenti diminuiscono al raggiungimento delle almeno cento ore di volo su uno specifico modello rispetto al conteggio del totale di ore di volo in carriera. [6] Naturalmente al fattore umano del pilota sopraggiunge la robustezza dell'aeromobile, di qualsiasi genere esso sia. Ci sono incidenti, quindi, non necessariamente imputabili solo alle operazioni concluse dai piloti. Il fattore umano non è assente, non è più rivolto al guidatore bensì alla progettazione e alla realizzazione del singolo esemplare da parte degli addetti ai lavori.

Si presenta nel proseguo una breve casistica di incidenti imputati, in seguito ad indagini, al problema della fatica della struttura. La fatica è caratterizzata da un progressivo accumulo del danno sul materiale, più marcato sui materiali fragili rispetto a quelli più duttili. Le strutture aeronautiche sono costantemente soggette a sforzi di entità variabile agenti ciclicamente in relazione alla missione che il velivolo deve conseguire. L'alternanza ciclica del carico comporta un affaticamento delle parti strutturali, le quali tendono ad accumulare parte della energia conseguente agli stress agenti in corrispondenza delle zone più difettose del componente, come ad esempio imperfezioni superficiali. Per comprendere più nel dettaglio il fenomeno si faccia riferimento al capitolo relativo alla fatica nella Appendice terminale.

## 2.2 DISTACCO DELLA CODA SULL'AW139 A7-GHC



Figura 9: Distacco della coda sull'AW139 A7-GHC [7]

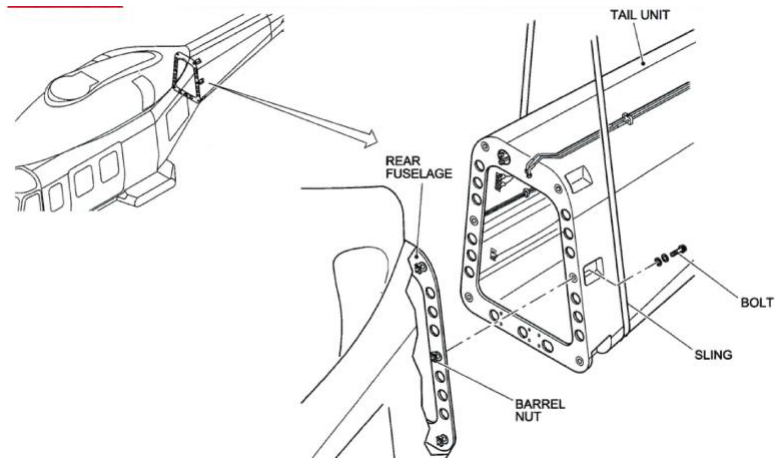


Figura 10: STA 8700 [1]

La precedente illustrazione mostra un cedimento grave sulla coda dell'AW139 s/n 31225, impiegato nei collegamenti *offshore* nel Golfo Persico, avvenuto il 25 agosto del 2009. Il distacco è posteriore rispetto alla ordinata relativa alla stazione 8700, in corrispondenza della interfaccia tra il corpo centrale e il corpo di coda del velivolo. Il mezzo è di proprietà di una società specializzata nel trasporto *offshore* di personale e materiali da e verso le piattaforme situate nel Golfo. Sembra che il velivolo abbia subito in tempi non recenti un "*tail strike*" durante una manovra di atterraggio, e che i controlli successivi non siano stati eseguiti in maniera approfondita. Di fatto la rottura si presenta come una serie di profonde delaminazioni del rivestimento in fibra di carbonio. L'inconveniente è avvenuto durante il rullaggio dalla piazzola di parcheggio al raccordo di punto attesa per il decollo. Nessun occupante o membro dell'equipaggio risulta ferito. Come da comunicazione della AgustaWestland, tale cedimento è unico nel suo genere sulla flotta AW139.

La AgustaWestland ha ritenuto necessario emettere un *Alert Service Bulletin*, ossia un documento di avvertenza, delineando ispezioni una tantum e poi ripetitive per il composito *nomex* utilizzato per la trave di coda. Successivamente è stato introdotto un nuovo nido d'ape in alluminio. Quest'ultimo è presente anche sull'esemplare analizzato nel seguito, e rappresenta una soluzione ottimale per garantire una sicurezza strutturale preservando i pesi. [8]

### 2.3 DANNO SULLA CANOPY DELL'ELICOTTERO ROBINSON R22

Si riporta di seguito la presenza di cricche sulla parte anteriore della fusoliera di un R22 in corrispondenza dei finestrini. L'elicottero risulta in servizio da più di trent'anni in ambienti impervi per operazioni come il soccorso, che hanno intensificato l'affaticamento della struttura. Danni simili hanno comportato l'esigenza da parte del cliente di richiedere una lavorazione di dettaglio ad una ditta specializzata per poter restaurare l'intera cabina, soggetta anche ad imperfezioni secondarie. Le cricche presenti non sono solo superficiali, bensì hanno condotto a vere crepe nello scheletro della cabina piloti. Esse, come si può ben osservare, si estendono per diversi centimetri e sono frutto di un processo di accumulo del danno, supervisionato comunque in maniera accurata al fine di evitare un incidente catastrofico.



Figura 11: Cricca sul case dell'elicottero R22

#### 2.4 DECOMPRESSIONE ESPLOSIVA SU UN BOEING 737-200

Il Boeing 737-200, in data 24/04/1988 ha manifestato una decompressione esplosiva durante una salita ad una quota di crociera. Una grossa porzione del rivestimento esterno si è separata in corrispondenza della cabina e sopra i passeggeri, ma senza portare alla disintegrazione del velivolo, permettendo un atterraggio d'emergenza in sicurezza. L'aereo, realizzato nel 1969, aveva accumulato più di 35 mila ore di volo e 90 mila atterraggi. Il velivolo operava spesso in rotte brevi, motivo per cui non era in grado di raggiungere la massima differenza di pressione in cabina, per cui i cicli equivalenti di pressurizzazione totale erano sostanzialmente inferiori ai 90 mila, ma la struttura, datata 19 anni, stava operando da tempo in ambienti caldi, umidi e marini. L'indagine successiva all'incidente ha evidenziato quanto il danno sia stato causato dalla coalescenza di più cricche di fatica lungo la medesima giunzione del rivestimento, a partire dai fori dei rivetti lungo la fila superiore della giunzione. Il seguente danno, che prende il nome di *Multiple Site fatigue Damage MSD*, si sviluppa a partire da punti critici a livello strutturale come gli intagli o i piccoli fori dei rivetti, presso i quali la velocità di accrescimento del difetto è incrementata.

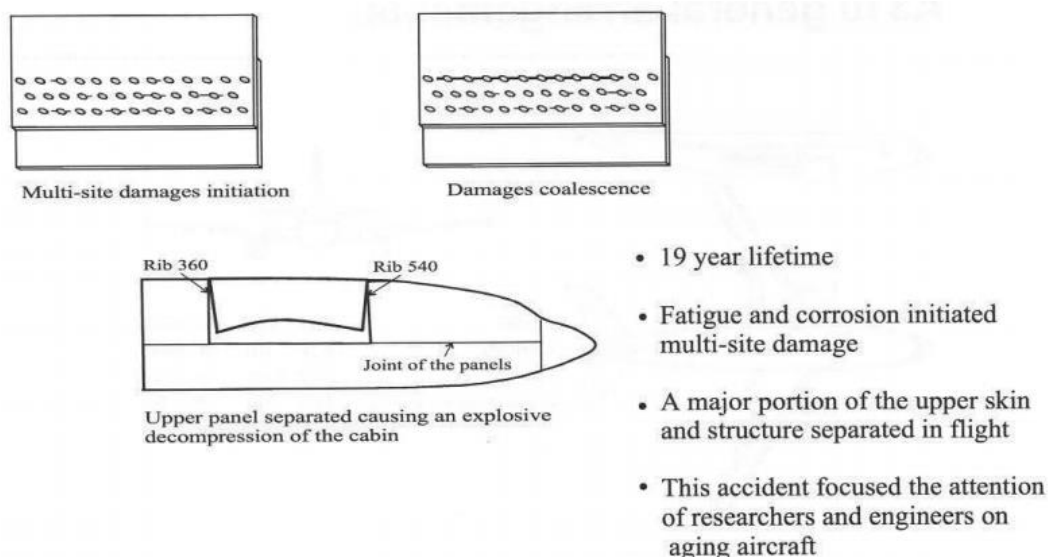


Figura 12: Boeing 737-200: Multiple Site fatigue Damage MSD [9]

## 2.5 L'EUROCOPTER AS 332L1 SUPER PUMA



Figura 13: AS332 L1 Super Puma [10]

L'elicottero, un AS332 L1 Super Puma, di proprietà norvegese, è crollato nel mare Norvegese togliendo la vita alle 12 persone a bordo. L'incidente è stato causato da una cricca di fatica in un profilo scanalato in un connettore dell'albero di trasmissione della potenza portando al cedimento dell'albero. La *Norwegian Accident Investigation Board* ha concluso che la causa fosse da attribuire a una serie di cricche per fatica nel manicotto scanalato tra l'albero e il motore destro. Il personale a bordo non era sufficientemente qualificato per comprendere la gravità della situazione tramite i segnali forniti in cabina. Le cricche si sono accumulate nel corso dei giorni portando a un cambiamento nei modi vibrazione, e, se analizzata accuratamente, avrebbe permesso di comprendere e prevedere l'entità del danno accumulato. A conclusione delle indagini sono state redatte 17 *Safety Recommendations*, ossia raccomandazioni sulla sicurezza, specificando che l'incidente sarebbe stato evitabile se fossero state eseguite correttamente tutti le procedure di manutenzione.

## 2.6 Il BK117B1 1997

Un elicottero modello BK117B1, a turbina singola, di proprietà della Colgate Palmolive, è precipitato nell'East River a New York, nel 1997. Il disastro è da attribuire ad un cedimento sull'impennaggio orizzontale in conseguenza di una cricca per fatica. L'incidente dell'elicottero è stato documentato nel report WAAS<sup>11</sup>, sotto l'autorità di aviazione civile del Regno Unito.

## 2.7 L'EUROCOPTER AS 332 L2 SUPER PUMA G-REDL

L'incidente coinvolge un Eurocopter AS332L2 Super Puma Mk2 che è precipitato a 20 km dalla costa nordorientale di Peterhead in Scozia in data 1° aprile 2009. La causa dell'incidente risale a una separazione catastrofica in volo del rotore principale in seguito a una *failure* per fatica al modulo epiciclico della trasmissione. I primi rapporti sull'incidente, tra cui quello della *Air Accidents Investigation Branch* del Dipartimento dei Trasporti del Regno Unito, raccomandano di eseguire *check* aggiuntivi sul rotore principale. [11]

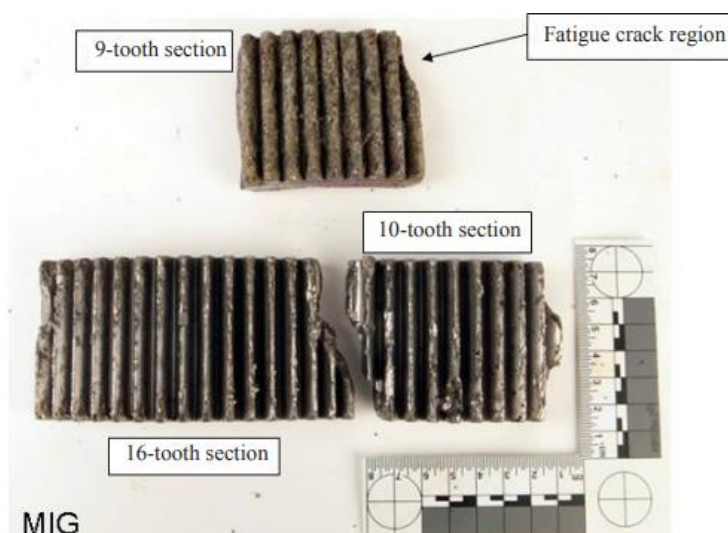


Figura 14: Cricca di fatica sul secondo stadio dell'ingranaggio dell'Eurocopter AS332L2 Super Puma Mk2

## 2.8 L'EUROCOPTER AS 332L1 SUPER PUMA

Questo incidente ha coinvolto un elicottero *Super Puma 225* per operazioni *offshore*. L'incidente è avvenuto in Norvegia, precisamente in Bergen, nel 2016, con conseguenze drammatiche avendo tolto la vita a 13 persone. Testimoni hanno descritto la scena dell'incidente con l'elicottero che rollava al suolo verticalmente fino a precipitare rovinosamente al suolo. L'*Accident Investigation Board Norway* ha successivamente pubblicato 12 raccomandazioni. L'elicottero appartiene alla casa costruttrice Airbus, la quale è stata costretta ad apportare delle modifiche significative al design della trasmissione e al sistema di detenzione delle vibrazioni. L'incidente non risulta essere isolato, dato che altri incidenti del medesimo modello presentano notevoli somiglianze con tale casistica.

<sup>11</sup> World Aircraft Accident Summary

Le indagini inglesi hanno concluso che la causa sia decisamente da attribuire ad un cedimento per fatica nella trasmissione principale. L'inchiesta norvegese ha, tuttavia, precisato che le azioni successive alle indagini non sono state sufficienti per prevenire altre perdite del rotore principale. Il report ha stabilito che una cricca nella trasmissione principale non è stata individuata dai sensori a bordo, incapaci di osservare cricche per fatica negli ingranaggi planetari del secondo stadio. Il report ha esteso anche la richiesta alla EASA di sviluppare una ricerca nello sviluppo di componenti specifici.

### 3 CERTIFICAZIONE DELL'AEROMOBILE

---

Si descrive nel seguito il settore delle certificazioni aeronautiche nel ramo civile. La base legislativa delle certificazioni a livello mondiale prende forma a partire dalla Convenzione sull'aviazione civile internazionale, detta Conferenza di Chicago, nel 1944. A partire dai 52 Stati firmatari si è giunti attualmente ad un accordo più ampio comprendente addirittura 191 Stati nel mondo. Il documento, firmato ed entrato in vigore nel 1947, sancisce le norme generali rivolte all'aviazione civile per sviluppare in modo sicuro, ordinato e paritario il trasporto aereo internazionale. La convenzione suddetta ha successivamente istituito l'ICAO<sup>12</sup>, incaricata di coordinare e regolamentare il trasporto aereo, dettando le linee guida generali per la regolamentazione delle certificazioni internazionali, in cooperazione con gli altri enti aeronautici. Le prime norme sono state emanate attraverso una serie di documenti, acclusi alla Convenzione di Chicago e noti con il nome di *Allegati tecnici*, o *Annessi ICAO*. Gli enti principali competenti in questo settore sono quello europeo EASA<sup>13</sup> e americano FAA<sup>14</sup>. Sia l'EASA, che la FAA, stabiliscono procedure e responsabilità per la progettazione, produzione, certificazione e manutenzione di qualsiasi aeromobile. Tali enti godono anche della facoltà di gestire i rinnovi di aeronavigabilità e l'approvazione sulle regolarità degli aeroporti e degli spazi connessi, gestendone il traffico aereo e di terra tramite le regole universali fissate dall'ICAO.

Indipendentemente dall'ente considerato, un prodotto aeronautico, nello specifico un aeromobile è autorizzato a volare dopo aver ricevuto due documenti fondamentali: il "Certificato di omologazione" e il "Certificato di Aeronavigabilità". Il primo certifica il design e il progetto di produzione dell'aeromobile, mentre il secondo attesta il rispetto dei requisiti dell'esemplare singolo a seconda della categoria di appartenenza. Per comprendere la necessità di questi documenti è necessario partire dall'obiettivo prefissato su un aeromobile, la sicurezza.

#### 3.1 LA SICUREZZA

La trattazione dell'argomento delle certificazioni parte dalla definizione fondamentale della parola sicurezza, che descrive la capacità di un corpo in generale di mantenere le proprie caratteristiche anche dopo aver subito degli eventi accidentali, applicati in questo caso all'attività del volo atmosferico. Le componenti presenti all'interno della parola sicurezza sono essenzialmente tre, e vengono raggruppate di solito nell'acronimo FSF (*Flight Safety Factors*):

- La *persona*, intesa come figura attiva per il controllo delle operazioni di volo. La persona è intesa come il singolo pilota di un aeromobile da turismo monomotore o come l'equipaggio di volo di un aeromobile commerciale di linea a lungo raggio;

---

<sup>12</sup> International Civil Aviation Organization

<sup>13</sup> Europe Aviation Safety Agency

<sup>14</sup> Federal Aviation Administration

- *L'ambiente*, inteso come l'insieme dei fattori esterni che possono influenzare il volo di un aeromobile sotto diversi aspetti, come ad esempio la sua traiettoria (e.g. raffiche di vento) o l'efficienza di un sistema di bordo (e.g. interferenze radio in zone circondate da rilievi montuosi che bloccano le comunicazioni). Questa voce perciò include molti aspetti, come le condizioni meteorologiche, le comunicazioni e il traffico aereo e a terra negli aeroporti;
- La *macchina*, che è il mezzo di trasporto stesso. Il progetto, la costruzione e la manutenzione sono regolamentati dalle autorità nazionali e internazionali competenti che verificano il rispetto dei requisiti di sicurezza imposti dai codici normativi.

### 3.2 L'AERONAVIGABILITÀ

La condizione di volo effettuato in sicurezza all'interno dei limiti dei progettuali viene definito nel settore aeronautico come aeronavigabilità (*airworthiness*). I fattori della persona e dell'ambiente sono soddisfatti grazie all'addestramento previsto nelle scuole di volo certificate. Per quanto riguarda la macchina, l'aeronavigabilità è concessa dalle autorità internazionali solo dopo aver superato e rispettato i test e i requisiti imposti dalla normativa competente. Affinché un velivolo possa essere certificato è necessario che rispetti i seguenti concetti chiave:

- Condizioni di sicurezza: ossia la libertà da quelle condizioni che possano potenzialmente ferire o addirittura uccidere una persona, danneggiare il prodotto aeronautico e/o l'ambiente circostante;
- Possesso dei requisiti necessari: significa che l'aeromobile, o una sua parte, devono essere progettati e costruiti in accordo a metodi collaudati e in condizioni sicure. I requisiti dipendono dallo Stato di registrazione dell'aeromobile. Questi requisiti sono fissati tramite degli standard minimi mondiali d'aeronavigabilità, specificando ad esempio limiti come la resistenza strutturale dell'aeromobile o di volo per l'ottenimento di determinate *performance*;
- Valori limite: i velivoli ad ala fissa sono progettati tramite il tracciamento del diagramma d'involuppo, che dipende dal range di velocità e dai fattori di carico richiesti per un certo aeromobile. In alcuni casi, oltre ai valori limite strutturali e propulsivi, è possibile indicare il peso massimo al decollo consentito per determinate operazioni di volo. Per velivoli ad ala rotante la progettazione seppur differente, meno standardizzata, è anch'essa soggetta a limitazioni di vario genere.

### 3.3 L'ANNESSO 8 DELL'ICAO

Dei 19 Annessi dell'ICAO attualmente presenti, l'annesso 8 è il documento base del settore delle certificazioni aeronautiche a livello mondiale. In accordo all'articolo 33 della Conferenza di Chicago, quest'annesso contiene gli standard minimi di *aeronavigabilità* per lo sviluppo di un prodotto aeronautico. In pratica rappresenta la base per l'istituzione e il rilascio dei certificati a livello mondiale, permettendo ad un aeromobile di volare ed atterrare nei paesi degli Stati membri. Ogni Stato,



successivamente, è libero di sviluppare un proprio codice che regolamenti quest'attività, o accettare le normative di un altro stato o unione di stati membro, sempre a condizione che rispetti i requisiti dell'Annesso 8.

### 3.4 I CERTIFICATI DI OMOLOGAZIONE E DI AERONAVIGABILITÀ

Il "Certificato di omologazione" (*Type Certificate*) è un documento rilasciato dall'autorità competente quando viene dimostrata la conformità della tipologia di progetto (*Type design*) di un prodotto aeronautico ai requisiti di aeronavigabilità previsti dalla normativa vigente. Questo certificato non costituisce l'autorizzazione al volo di un aeromobile, in quanto è approvato da un altro documento, chiamato di "Certificato d'Aeronavigabilità". Il Certificato di Aeronavigabilità attesta che l'esemplare del prodotto aeronautico è conforme ai requisiti richiesti, in funzione della sua categoria d'appartenenza, fissata dalle normative dello Stato in cui l'aeromobile è registrato. Il Certificato d'omologazione si rilascia ad un intero lotto di produzione, mentre il Certificato di aeronavigabilità si rilascia all'esemplare singolo.

### 3.5 LA CONTINUAZIONE DELL'AERONAVIGABILITÀ

La continuazione dell'aeronavigabilità, in pratica, consiste nell'insieme delle operazioni che hanno il compito di mantenere lo status di aeromobile conforme ai requisiti specifici fissati dalla normativa. Le suddette attività rispondono alla voce di *manutenzione*, e comprendendo qualsiasi intervento ordinario o straordinario. Il mantenimento dell'aeronavigabilità dei prodotti aeronautici è articolato, a seconda dello Stato legislatore, da diverse *Part*. Le *Part* sono i documenti in cui si suddividono i due principali regolamenti 1702/2003 e 2042/2003, detti *Implementation Rules*. Le *Part* illustrano i requisiti imposti ai soggetti aeronautici e le procedure che devono essere seguite dalle autorità competenti, rispettivamente nelle sezioni A e B. Il regolamento 2042/2003 concerne il mantenimento dell'aeronavigabilità del prodotto aeronautico e la certificazione delle imprese e del personale di manutenzione tramite quattro *Part*. Nello specifico, la *Part M* è relativa al mantenimento in stato di aeronavigabilità del prodotto aeronautico, la *Part 145* riguarda la certificazione delle imprese che effettuano manutenzione, la *Part 66* tratta il rilascio delle licenze di manutentore aeronautico, ed infine la *Part 147* esamina la certificazione delle scuole che compiono l'addestramento tecnico del personale di manutenzione. La "*Airgreen Srl*", ad esempio, rappresenta una delle numerose imprese del settore della manutenzione, ed in quanto tale è soggetta alla *Part 145*.

Le aziende aeronautiche possono effettuare delle azioni di ottimizzazione della struttura al fine di aggiornare determinate parti di un certo esemplare. Tale miglioramento, svolto in maniera teorica, tramite appositi software, o pratica, tramite esemplari modificati di collaudo, può interessare il design, ad esempio, dal punto di vista del costo delle manutenzioni o per incrementare le performance. Questi miglioramenti sono suggeriti tramite dei documenti chiamati *Service Bulletins*, emessi direttamente dalla ditta costruttrice e inviati ai clienti come aggiornamenti consigliati. Il documento ha valenza facoltativa, quindi il cliente può accettare o meno la modifica, anche se in alcuni casi il

SB può diventare obbligatorio se citato da una AD emessa dall'ente certificatore. Durante il ciclo di vita di un aeromobile, infatti, esiste la possibilità di incontrare alcuni inconvenienti non riscontrati durante i test di collaudo a terra e in volo, che possono compromettere la sicurezza a terra o in volo. In questo caso, l'autorità competente che ha rilasciato la certificazione di omologazione rilascia, in accordo con la ditta costruttrice, una direttiva di aeronavigabilità (*Airworthiness Directive*) al richiedente della certificazione. La direttiva consiste nella modifica del programma di manutenzione o del design necessari al ritorno nei margini di sicurezza imposti dalle regole. Il documento ha valenza obbligatoria, e fino a che l'operatore non effettua le azioni richieste dall'AD, il modello di aeromobile non è considerato rispettoso del criterio di aeronavigabilità, e quindi, soggetto ad azione penale nel caso in cui ci sia un incidente.

### 3.6 FAR/CS-29: AEROMOBILI AD ALA ROTANTE DI GRANDE TAGLIA TRANSPORT

Questo documento [12] è applicabile ai velivoli ad ala rotante di grandi dimensioni, ossia *Large rotorcraft*, per distinguerli dai velivoli più piccoli. Si specifica l'applicabilità in base al peso massimo al decollo e al numero di passeggeri. L'AW139 è un velivolo con un *MTOW* inferiore ai 9072 kg e con 10 e più passeggeri nella configurazione standard, è certificato secondo la Categoria B ma rispettando alcuni requisiti della Categoria A.

All'interno della CS-29, la "Decision 2012/022/R" è un atto firmato dall'*Executive Director* della EASA in data 11 dicembre 2012, in sostituzione dell'atto analogo del 2003. Il documento accenna a svariati argomenti, tra cui una voce afferma:

*"The Agency has determined that enhancements to the certification standard for metallic rotorcraft structures is necessary to improve safety and reduce the number of occurrences of catastrophic fatigue failures. Enhancements to the requirements will require evaluation of fatigue and residual static strength using a damage tolerance evaluation or a fatigue evaluation if the applicant establishes that a damage tolerance evaluation is impractical. The changes provide more objective based requirements and represent internationally harmonised standards."* [13]

Questo tratto menziona in breve le strutture metalliche e la necessità di incrementare la sicurezza allo scopo di ridurre anche le rotture per fatica, tramite una valutazione per *Damage tolerant*<sup>15</sup> oppure una valutazione più approfondita a fatica se la prima non è praticabile. La fatica, come visto, rappresenta uno degli imputati principali di molti inconvenienti a carico dell'aeromobile, ed anche dell'elicottero AW139 preso in esame. La normativa fa riferimento ad una molteplicità di casistiche possibili, differenziando in funzione dei materiali in uso, della filosofia di progetto utilizzata sullo specifico modello, e della tipologia di danno verificatosi. Una distinzione, ad esempio, può essere fissata tra i materiali metallici e i materiali compositi, con processi di certificazione molto diversi. Le filosofie di progetto sono improntate alla prevenzione degli incidenti secondo differenti criteri, dall'impostazione conservativa *safe life*, alla *fail-safe* che si articola a partire da un difetto iniziale, fino alla filosofia più recente del *damage tolerant*.

---

<sup>15</sup> Per comprendere la storia delle filosofie di progetto in ambito strutturale fare riferimento al paragrafo inerente all'interno dell'Appendice A

Gli aeromobili più recenti tendenzialmente sono progettati secondo la filosofia della tolleranza al danneggiamento, salvo componenti come i carrelli di atterraggio che possono richiedere un criterio diverso. L'AW139 è un esemplare progettato nell'ultimo decennio del ventesimo secolo, come compendio dei progressi tecnologici sino ad allora raggiunti. Nonostante una stringente normativa nemmeno il settore elicotteristico è estraneo alla presenza di incidenti strutturali che possono compromettere l'integrità del lavoro.

La parte successiva dell'elaborato riassume, infatti, l'esperienza condotta all'interno di una azienda di manutenzione con l'obiettivo di comprendere più nello specifico le dinamiche alla base dell'inconveniente e come esso venga prontamente risolto al fine di rimettere in servizio in sicurezza il velivolo.

## 4 L'ATTIVITÀ IN AIRGREEN

---

### 4.1 INTRODUZIONE

La *Airgreen* è una delle principali società elicotteristiche italiane impiegata in attività di elisoccorso, trasporto passeggeri e materiale, manutenzione aeromobili, formazione di piloti e tecnici. Inizialmente nata come società per trasporto di materiale sul territorio alpino piemontese, la società attualmente svolge una regolare attività di soccorso in Piemonte e Valle d'Aosta, di *AIB*<sup>16</sup> e protezione civile in Piemonte, Valle d'Aosta e Sardegna. Per assolvere a tali mansioni, la società *Airgreen* dispone di una flotta composta da 21 elicotteri con 6 differenti tipi di aeromobili. Nello specifico i modelli di elicottero citati sono: i due bipala *R22 Beta2* e *SA 315 B* detto *Lama*, il tripala *AS 350 B3*, i quadripala *B-AB 412* e *EC145 T2*, ed infine l'*AB-AW 139*, il più performante e l'unico con rotore a cinque pale del portfolio.



Figura 15: Illustrazione dell'AW139 I-ASAR della Airgreen

La sicurezza in *Airgreen* è considerata un obiettivo strategico primario. Al fine di ottenere elevati livelli di sicurezza nei confronti del personale e dei clienti, l'azienda ha definito un *Safety Management System* impegnato in sviluppo, implementazione, mantenimento e miglioramento delle strategie e dei processi. Un elemento chiave dell'intero SMS è il sistema degli Audit che si prefigge come obiettivo quello di "rilevare i punti di forza e di debolezza sia dei processi e delle procedure utilizzate sia dell'intero sistema di sicurezza aziendale".

Il settore della manutenzione costituisce uno dei servizi che l'azienda offre ai propri clienti, molto attivo tanto da aver raggiunto nei soli ultimi tre anni le 35 mila ore di manutenzione, grazie alle certificazioni su differenti aeromobili, motori e componenti associati. Le sedi preposte ad ospitare elicotteri propri e di terzi per tali operazioni sono l'ampia officina di Cafasse, lo storico hangar di Robassomero,

---

<sup>16</sup> Anti Incendio Boschivo

entrambi in provincia di Torino, e la nuova struttura di Saint Denis in provincia di Aosta. Ogni struttura presenta un magazzino particolarmente fornito di parti di ricambio e attrezzature specifiche.

Nello specifico, il lavoro del presente elaborato si è svolto nella sede di Cafasse, all'interno dell'ufficio tecnico. Questo è il reparto che si occupa della gestione di tutto il ciclo di manutenzione, dal monitoraggio dello scadenziario alla gestione del magazzino degli strumenti di lavoro. L'aggiornamento costante dei dati permette ai manutentori presenti di prendere visione dei lavori da svolgere e della loro priorità al fine di rispettare le scadenze previste per il ritorno in servizio degli elicotteri. Le manutenzioni, infatti, vengono eseguite rispettando le scadenze dei vari *check* che ciascun elicottero preso in esame deve rispettare.

## 4.2 SCHEDARIO DELLE MANUTENZIONI

Il compito affidato consiste nel portare a termine la redazione di tutte le principali manutenzioni sostenute negli anni sugli elicotteri in carico dell'azienda, in particolare sui modelli *AW139*. La scelta di questo modello specifico, rispetto a tutti gli elicotteri presenti in archivio, risponde all'esigenza di avere a disposizione un bacino sufficientemente ampio di elicotteri che abbiano sostenuto negli anni le manutenzioni operate dalla *Airgreen*. Le manutenzioni suddette di interesse consistono in vere e proprie riparazioni operate dallo staff tecnico e non includono le sostituzioni dei pezzi previste secondo il Manuale del costruttore. L'archivio comprende tutti i *Rapporti di Lavoro* relativi agli esemplari in carico all'azienda, ciascuno con il proprio marchio identificativo. Gli *AW139* in carico alla *Airgreen* sono l'*ASAR*, il *GREI*, il *GREE*, il *NOST*, l'*OLBI*, il *BEPP*, ed il più recente *WOOD*.

Il documento è stato dapprima impostato su Excel e poi da qui trasposto su un software molto utilizzato in ambito della gestione delle manutenzioni e del magazzino, chiamato *BluEye*. Tale software permette allo staff tecnico di monitorare sia lo scadenziario delle operazioni di manutenzioni effettuate e da effettuare, sia di aggiornare il magazzino dei materiali usati per le riparazioni. In questo modo si ha un costante aggiornamento dello status dei lavori, e naturalmente si permette una più facile lettura da parte degli operatori al lavoro. Dovendo gestire un panorama sufficientemente ampio di elicotteri, propri e di terzi, è comprensibile la necessità di disporre di un mezzo avanzato come il suddetto software, che ottimizzi e velocizzi il monitoraggio da parte dell'azienda stessa. L'azienda di manutenzione si mantiene in continuo contatto con gli esercenti degli elicotteri, pertanto è tenuta a fornire le informazioni richieste in maniera accurata, compatta e rapida.

Il foglio Excel creato è organizzato come una tabella nella quale ciascuna riga corrisponde ad una riparazione effettuata e le varie colonne specificano i dettagli della manutenzione. Le prime voci elencano la zona interessata dalla manutenzione, l'identificativo dell'elicottero, il tempo di volo e gli atterraggi compiuti sino al fermo macchina, e la data di conclusione della riparazione. Per facilitare la reperibilità dell'inconveniente si specificano, inoltre, il numero del

*Rapporto di Lavoro* associato, e gli *sketch*, se presenti, della manutenzione. Questi ultimi sono dei disegni che l'operatore ha a disposizione e da cui può estrarre le informazioni utili in termini di componenti, materiali da applicare, e talvolta sono forniti per evidenziare modifiche rispetto al piano di riparazione ordinario. Ciascun esemplare di elicottero è una macchina a sé stante, pertanto potrebbe capitare che alcuni elicotteri appartenenti ad una particolare serie produttiva possano necessitare di un programma manutentivo differente rispetto a quello standard fornito dalla casa costruttrice. Si descrive, inoltre brevemente l'inconveniente e lo schema di riparazione applicato. Dove possibile è stata anche compilata la voce del *part number* del componente interessato, il materiale di cui è costituito e il materiale dell'elemento utilizzato nella riparazione, come ad esempio un *doubler*. Una simile suddivisione ha aiutato il sottoscritto a prendere confidenza con il settore della manutenzione, esaminando ciascuna pratica nelle sue molteplici declinazioni, definendo un quadro generale di ogni singola manutenzione conclusa. Il lavoro è stato condotto su tutti gli elicotteri in gestione, focalizzando l'attenzione sugli AW139 dei quali si ha un maggiore repertorio di documenti utili analizzabili.

#### 4.3 RAPPORTO DI LAVORO

Il *Rapporto di lavoro* rappresenta il documento ufficiale che l'azienda manutentiva redige con tutti i dettagli relativi all'ispezione che l'aeromobile deve portare a termine. Ad ogni ispezione corrisponde un relativo *Rapporto di lavoro*, redatto dalla *Airgreen*, in seguito all'ordine di lavoro pervenuto. Per la *Airgreen* la richiesta dell'ordine di lavoro e la firma del rapporto di lavoro, quindi di avvenuta esecuzione dell'ispezione, sono entrambi interni alla azienda.

Le operazioni sono eseguite in modo tale che "*l'intervento descritto, salvo quanto diversamente specificato, sia stato eseguito in accordo alla Part 145, e riguardo a tale intervento, l'aeromobile sia considerato pronto per la riammissione in servizio (Release to service)*". Il compimento dell'ispezione, di qualsiasi grado essa sia, porta all'ottenimento del "Certificato di riammissione in servizio"<sup>17</sup> nel rispetto della normativa europea sulla aeronavigabilità del velivolo in condizioni di sicurezza. Il *Rapporto di lavoro*, ciascuno con il suo codice numerico, specifica da chi è commissionato il lavoro, il tipo del velivolo, la sua marca e il suo *serial number*. A titolo d'esempio, si osservi un generico *Rapporto di lavoro* commissionato dalla *Airgreen srl.* per un AB-AW139 con identificativo ASAR. All'inizio della manutenzione si registrano le ore totali di volo, gli atterraggi, le ore totali e i cicli di ciascun motore di cui l'elicottero è equipaggiato. Segue l'elenco dei lavori eseguiti sull'aeromobile come da ordine di lavoro, sia le riparazioni sia le sostituzioni dei pezzi, il luogo di esecuzione della manutenzione, le date di inizio e fine dei lavori, ed infine la firma del personale autorizzato.

---

<sup>17</sup> Vi si riferisce come "*Release to service*"


 <b>RELEASE TO SERVICE</b>		N°	10020/742	Pag. 1 di 1
Commissionario da Airgreen s.r.l.		A/W Tipo Leonardo AB139		Marche I-ASAR
Tipo di Manutenzione <b>Ispezioni 150 ore cellula</b>				LINE MAINT. <input type="checkbox"/> BASE MAINT. <input type="checkbox"/>
<b>Cellula</b>	Ore Totali	Ore D.U.R.	Addebiaggi	Cicli Rls
<b>Motore 1</b>	Tipo PT6C-67C	S/N KB0064	Ore Tot.	Ore D.U.R.
<b>Motore 2</b>	Tipo PT6C-67C	S/N KB0041	Ore Tot.	Ore D.U.R.
<b>Elenco lavori eseguiti sull'aeromobile come da ordine N° 11230</b>				
<b>Cont.</b> - Mandatory inspection 150 ore - Hourly checks 150 ore - Calendar-hourly checks 150 ore / 1 anno.				
A.D./S.R. Applica!				
Azioni:				
Come specificato nel Rapporto di Lavoro N° 10020/742				
Località di esecuzione <b>Collegno (TO)</b>		Data di inizio lavori	Data fine lavori	
LAVORI DIFFERITI AUTORIZZATI SI <input type="checkbox"/> NO <input type="checkbox"/>			AUTORIZZAZIONE AL VOLO OFFICINA	
			DATA	Certifying Staff
<b>CERTIFICATO DI RIAMMISSIONE IN SERVIZIO</b>				
Aeromobile impiegato in operazioni EASA: SI <input type="checkbox"/> NO <input type="checkbox"/>		Aeromobile impiegato in operazioni NON EASA: SI <input type="checkbox"/> NO <input type="checkbox"/>		
*Si certifica che l'intervento sopra descritto, salvo quanto diversamente specificato, è stato eseguito in accordo alla PART 145 e, riguardo a detto intervento, l'aeromobile è considerato pronto per la rimissione in servizio.* <small>(It is hereby certified that the above stated work, except as otherwise specified, was carried out in accordance with PART 145 and in respect to that work, the aircraft is considered ready for release to service.)</small>		*Si certifica che l'intervento sopra descritto, salvo quanto diversamente specificato, è stato eseguito in accordo alla PART 145 al sensi della regolamentazione aeronautica nazionale italiana e nel riconoscimento dell'approvazione UE Parte 145 rilasciata all'impresa e, riguardo a detto intervento, l'aeromobile è considerato pronto per la rimissione in servizio.* <small>(It is hereby certified that the above stated work, except as otherwise specified, was carried out in accordance with PART 145 under Italian national aviation regulations and in recognition of the authorization EU Part-145 approval and in respect to that work, the aircraft is considered ready for release to service.)</small>		
DATA	Certifying Staff Authorization		Certification Authority	
			N° _____ REV _____	

Figura 16: Pagina iniziale di un Rapporto di Lavoro su un AB139

#### 4.4 GLI INCONVENIENTI

Le ispezioni di interesse sono state quelle più corpose, in quanto la maggioranza delle operazioni prevede la sostituzione del pezzo, mentre l'interesse principale ricade su quelle operazioni che abbiano richiesto una riparazione sul componente. I livelli di check cui deve essere sottoposto il velivolo sono suddivisi in base al numero di ore volo. Le ispezioni più frequenti sono ogni 25 o 50 ore di volo, quelle più articolate ogni 300 ore di volo. L'entità delle mansioni da portare a termine è proporzionale al numero di ore di volo compiute tra un'ispezione e la successiva del medesimo tipo. Si comprende, pertanto, la necessità di prendere in esame solo le ispezioni maggiori, le quali analizzano l'elicottero più nel dettaglio. Il *Rapporto di lavoro* comunica alla voce *Elenco Inconvenienti* i danni rilevati e l'azione correttiva compiuta. L'azione correttiva solitamente si declina con il riferimento del documento al quale il tecnico operativo ha fatto riferimento, oltre a note particolari qualora sia necessario.

In definitiva, all'interno del foglio Excel si ottiene un sommario delle riparazioni eseguite, opportunamente filtrabili per s/n dell'elicottero o per componente interessato, riuscendo di fatto a ottenere una panoramica degli elementi maggiormente coinvolti dalle riparazioni. I danni principali sono dovuti a cricche oppure a scollaggi qualora si abbia un pannello in nido d'ape.



### ELENCO INCONVENIENTI

MARCHE: \_\_\_\_\_

Allegato R. di L. n.: \_\_\_\_\_

Pag. di \_\_\_\_\_

N°	Inconveniente	Stato avanzamento	Sigla	Azione Correttiva	UMP	AMP
		Segnalazione all'Autorità <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> MM <input type="checkbox"/> CAMO <input type="checkbox"/> Ordinata o <input type="checkbox"/> prelevata parti di ricambio a magazzino <input type="checkbox"/> Interessato _____ (UT) per piano riparazione <input type="checkbox"/> Interessato _____ (UT) per supporto del TCH La rettifica inconveniente prevede ulteriori smontaggi <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> SI se si, compilare Mod. AIRG 53				
		Segnalazione all'Autorità <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> MM <input type="checkbox"/> CAMO <input type="checkbox"/> Ordinata o <input type="checkbox"/> prelevata parti di ricambio a magazzino <input type="checkbox"/> Interessato _____ (UT) per piano riparazione <input type="checkbox"/> Interessato _____ (UT) per supporto del TCH La rettifica inconveniente prevede ulteriori smontaggi <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> SI se si, compilare Mod. AIRG 53				
		Segnalazione all'Autorità <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> MM <input type="checkbox"/> CAMO <input type="checkbox"/> Ordinata o <input type="checkbox"/> prelevata parti di ricambio a magazzino <input type="checkbox"/> Interessato _____ (UT) per piano riparazione <input type="checkbox"/> Interessato _____ (UT) per supporto del TCH La rettifica inconveniente prevede ulteriori smontaggi <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> SI se si, compilare Mod. AIRG 53				
		Segnalazione all'Autorità <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> MM <input type="checkbox"/> CAMO <input type="checkbox"/> Ordinata o <input type="checkbox"/> prelevata parti di ricambio a magazzino <input type="checkbox"/> Interessato _____ (UT) per piano riparazione <input type="checkbox"/> Interessato _____ (UT) per supporto del TCH La rettifica inconveniente prevede ulteriori smontaggi <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> SI se si, compilare Mod. AIRG 53				

Figura 17: Pagina di elencazione degli Inconvenienti su un RdL

Gli elementi più presenti sono i *Firewall*, ossia le paratie in titanio del propulsore soggette a cricche a causa degli sforzi termomeccanici cui sono soggetti, con una incidenza superiore al 25% sui 130 casi totali esaminati. In funzione dell'aumento di temperatura il materiale si dilata, per poi contrarsi nuovamente terminata l'esposizione alla fonte di calore. Sempre in prossimità del propulsore emerge il *cowling*, ossia il rivestimento esterno, con poco più della decina di casi, realizzato in fibra di carbonio e fibra di vetro oppure in titanio. Le cause alla base di tali danneggiamenti possono essere varie, tra cui gli impatti con piccoli oggetti e la onnipresente sollecitazione per vibrazione dell'elicottero. La coda dell'elicottero è anche essa soggetta a cricche oppure scollaggi del nido d'ape. Il nido d'ape è presente anche nella realizzazione del pavimento e nella superficie di appoggio dell'avionica all'interno del muso dell'elicottero. Il pavimento viene danneggiato per una combinazione cause. In conseguenza delle operazioni di soccorso che l'elicottero porta a termine, l'equipaggio è tenuto ad indossare indumenti adatti, tra cui scarpe con ramponi che inevitabilmente esercitano una forte pressione sul nido d'ape tale da danneggiarlo frequentemente. Inoltre, secondo l'opinione di piloti esperti, date le tempistiche strette, la riuscita delle missioni di soccorso, da condurre in lassi di tempi quanto più brevi possibili, è privilegiata rispetto alla cura verso l'ambiente cabina. La principale riparazione eseguita sul gruppo rotore coinvolge il fenomeno del *fretting*, ossia l'usura per fatica. Si definisce usura la progressiva rimozione di materiale dalla superficie di un corpo solido che possiede un moto relativo rispetto ad un altro solido o ad un fluido. Si tratta di un fenomeno complesso per il quale è essenziale tenere in considerazione le caratteristiche microscopiche delle superfici, la natura dei materiali. L'usura colpisce le superfici dei corpi a contatto provocando un progressivo decadimento delle prestazioni



dell'accoppiamento, nonché dissipazione dell'energia per attrito. Quando tra le due superfici in contatto sussistono scorrimenti alternativi di piccola ampiezza, dell'ordine di 0.01-0.25 mm, che permangono per un elevato numero di cicli, si parla di *fretting*. A causa della piccola ampiezza dello scorrimento i detriti prodotti sono trattenuti all'interno della zona di contatto accelerando il processo di usura. Inoltre, il fenomeno del *fretting* può essere accelerato ad esempio dalla corrosione e dalla temperatura. Aumentando la pressione di contatto al fine di annullare gli spostamenti relativi è possibile limitare questo fenomeno in maniera relativamente efficace. Sull'elicottero le forti vibrazioni delle parti meccaniche coinvolte inevitabilmente influiscono sull'usura da fatica, a maggior ragione se l'elicottero manifesta numerosi cicli decollo e atterraggio come per l'elisoccorso.

## 4.5 ITER NORMATIVO DELLA MANUTENZIONE

### 4.5.1 Technical Publications

La AgustaWestland ha rilasciato una lista di *Applicable Publications LOAP* relative all'elicottero AW139. Tali documenti sono utili per poter operare sull'elicottero, per effettuare la manutenzione e la revisione. Nello specifico le *publications* riguardano l'elicottero in generale, il motore, l'equipaggiamento. Le operazioni di volo e manutenzione sono sostenute in accordo a documenti ufficiali, quale ad esempio l'*Interactive Electronic Technical Publication IETP* che include a sua volta una molteplicità di pubblicazioni quali, ad esempio, l'*Aircraft Maintenance Publication AMP*, l'*Aircraft Material Data Information AMDI*, l'*Aircraft Maintenance Planning Information AMPI*, l'*Aircraft Structural Repair Publication ASRP*. Il rispetto dell'*IETP* permette di ottenere la *Release to Service* dell'AW139. In aggiunta all'*IETP* vi è anche il *Rotorcraft Flight Manual RFM* che fornisce le informazioni necessarie per operare con l'elicottero in condizioni standard o di emergenza, anche esso suddiviso in ulteriori capitoli.

### 4.5.2 Limitazioni di Aeronavigabilità

Le limitazioni di aeronavigabilità [1] sono approvate dall'EASA e non possono essere cambiate senza approvazione e includono le indicazioni su ritiro dall'utilizzo, ispezioni *mandatory*, ed i requisiti di certificazione. Il ritiro dal servizio è espresso in termini di ore di volo  $FH^{18}$ , se non diversamente specificato, oppure in termini di atterraggi, quindi di cicli start-stop del rotore e di cicli *air-ground* dell'elicottero. Le ispezioni *mandatory*, inoltre, devono essere rigorosamente eseguite quando si raggiunge l'intervallo di tempo specificato. I requisiti di certificazione per la manutenzione forniscono i dati relativi ai controlli di manutenzione *mandatory* identificati durante il processo di certificazione. Le ispezioni devono avvenire nell'intervallo fissato, senza tolleranza alcuna.

L'aeronavigabilità al volo deve essere determinata dall'ispezione di tutte le parti che sono da controllare in accordo con le regole di applicazione dell'ispezione e le

---

<sup>18</sup> Flight Hour: terminologia in uso per indicare le ore di volo operativo del velivolo

istruzioni contenute nei relativi capitoli del “*Maintenance Manual*”. Per l’elicottero *AW139*, in base al Manuale tecnico, non è prevista alcuna revisione entro una vita operativa di 30 anni e 25000 ore di volo.

#### 4.5.3 Il Bollettino Tecnico

Il BT è un documento emesso dalla casa costruttrice, la *AgustaWestland*<sup>19</sup>. Autorizza la *Airgreen*, azienda di manutenzione, ad eseguire una riparazione su un componente dell’elicottero. Il BT presenta un codice numerico di identificazione, le prime tre cifre contestualizzano di quale elicottero si tratti, ossia l’*AW139*, mentre le successive cifre rappresentano solo un ordinamento sequenziale dei vari bollettini emessi dalla Leonardo per lo specifico *type* di elicottero. Introduce modifiche e/o ispezioni *aggiuntive* al fine di correggere difetti scoperti successivamente all’ottenimento della certificazione del prodotto, oppure per migliorare le sue caratteristiche, in maniera tale da poter riottenere la prescrizione di aeronavigabilità.

Un esempio importante è fornito dal BT 139-450 in merito allo smorzatore del rotore principale. Nel 2006, per mezzo del suddetto documento si è richiesto una nuova prescrizione di aeronavigabilità per il 139 prevedendo l’avvio di ispezioni non distruttive sugli aeromobili seguite da ispezioni visuali ripetute mirate ad individuare eventuali crepe sulle barre dello smorzatore del rotore principale. A questo è seguito un ulteriore BT, il 139-452, con indicazioni aggiuntive. La *AgustaWestland* assegna un livello di urgenza ai bollettini apostrofandoli come *Optional* oppure come *Mandatory*. I BT particolarmente urgenti, richiedenti un’azione immediata, sono definiti *Alert Mandatory Bollettino Tecnico* e sono generalmente soggetti alle *Airworthiness Directives* dalle autorità di aviazione. Per quanto concerne, invece, un *Optional BT* il proprietario dell’aeromobile, in seguito ad una analisi costi benefici in seguito all’accaduto, decide a propria discrezione se applicarlo oppure no.

#### 4.6 MATERIALI COSTITUENTI L’AW139

Per portare a termine la casistica di operazioni eseguite sui vari elicotteri, è stato necessario dapprima visionare i materiali di cui il modello in esame è costituito. L’elicottero *AW139* della *AgustaWestland* rappresenta un capolavoro del settore aeronautico dell’ala rotante relativamente recente essendo il progetto relativo all’ultimo decennio del XX secolo. Per far sì che l’esemplare si imponesse nell’estremamente competitivo mercato dell’ala rotante, i progettisti hanno dovuto affrontare la sfida di realizzare una struttura compatta ed efficiente, garantendo un’eccellente ergonomia interna, con ampi spazi sfruttabili dai clienti in funzione delle specifiche esigenze. L’applicazione di ciascuno dei vari materiali è dipendente da fattori quali la funzione ed anche la geometria dell’elemento strutturale, nel rispetto della normativa vigente. Il requisito funzionale principalmente analizza i carichi e le deformazioni ammissibili. La normativa si

---

<sup>19</sup> “*AW139 Type Certificate holder*”

particolarizza per le varie categorie di materiali, distinguendo, ad esempio, tra leghe metalliche e composito. Un approfondimento in merito alla scelta dei vari materiali è presente nel paragrafo associato all'interno dell'Appendice A.

Una panoramica generale dei principali materiali utilizzati sull'AW139 trattato è mostrata nelle seguenti due figure.

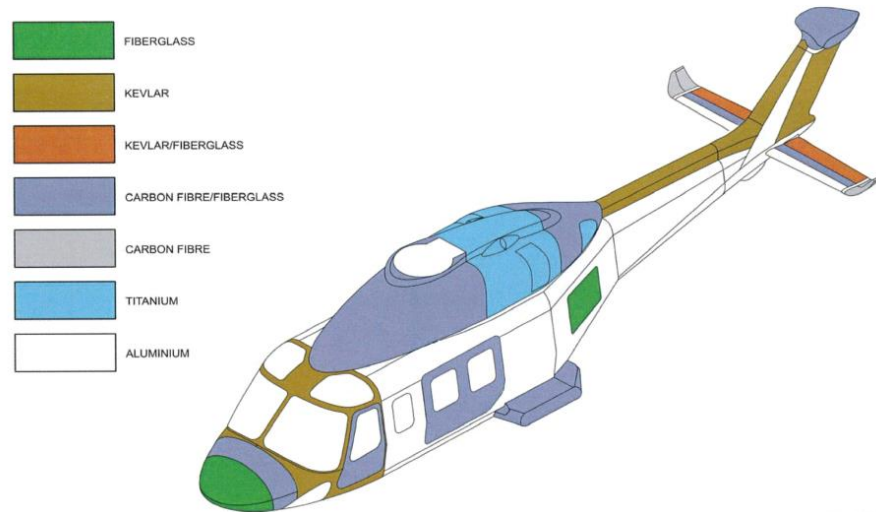


Figura 18: Materiali del rivestimento esterno dell'AW139 sui primi modelli [1]

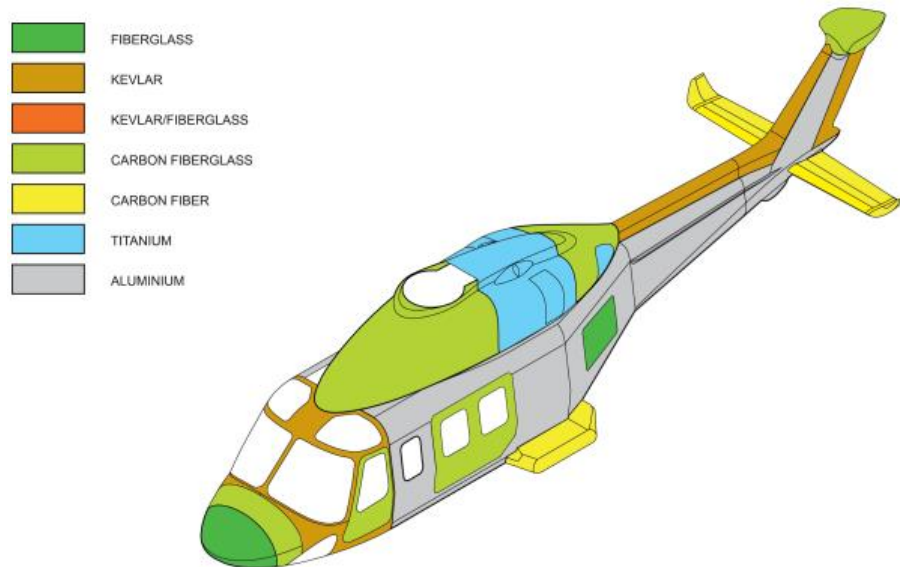


Figura 19: Materiali del rivestimento esterno dell'AW139 sugli ultimi modelli [1]

Le illustrazioni mostrano con chiarezza la scelta dei materiali utilizzati per il rivestimento esterno dell'elicottero, che spazia dalla fibra di vetro alla fibra di carbonio, dalle leghe di alluminio alle leghe di titanio. Occorre sottolineare anche l'utilizzo dell'acciaio e del nido d'ape fondamentali nello scheletro dell'elicottero. Ciascun materiale presenta proprietà peculiari sfruttabili in determinate zone, come ad esempio il titanio in corrispondenza del propulsore che manifesta temperature elevate cui il materiale è in grado di resistere conservando le proprietà meccaniche richieste.

Si presentano brevemente le proprietà dei materiali principali coinvolti sull'elicottero, tratte, tra le altre fonti, dal Manuale dell'elicottero.

#### 4.6.1 La fibra di vetro

La fibra di vetro presenta un alto rapporto superficie/ peso, e rispetto alla fibra di carbonio, può reggere un allungamento maggiore, definito *Stretch-ratio*. Il principale difetto è rappresentato dalla umidità che è facilmente assorbita, e questo può portare a un rapido deterioramento delle cricche microscopiche se già esistenti, e incrementare l'estensione dei difetti superficiali che possono ridurre la tenacità della fibra di vetro. Sull'elicottero è presente sul muso e sui lati esterni della parte posteriore della cabina.

#### 4.6.2 Il kevlar

Il *kevlar* è una fibra sintetica leggera e molto resistente rispetto alle altre fibre aramidiche come la *nomex* e la *technora*. Il progresso tecnologico ha permesso al kevlar di superare l'acciaio, a parità di peso, in termini di resistenza con un rapporto anche di cinque a uno. Presenta il difetto, tuttavia, di decomporsi e degradarsi a causa della componente UV della luce. Sull'elicottero contribuisce a rafforzare la cabina passeggeri ed il rivestimento superiore della coda.

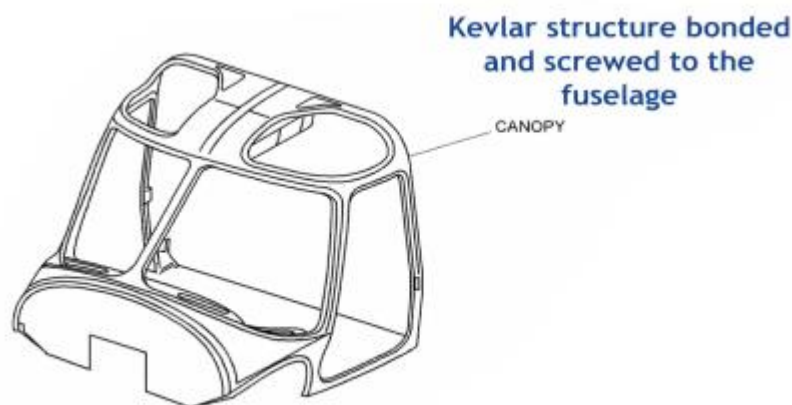


Figura 20: La canopy in kevlar dell'AW139 [1]

#### 4.6.3 Il nido d'ape

Per permettere all'elicottero di mantenersi entro il range di carico massimo occorre che l'aeromobile sia realizzato efficientemente dal punto di vista strutturale e al contempo leggero. In virtù di tale ricerca alcuni rivestimenti interni ed esterni dell'elicottero sono realizzati in nido d'ape. Nello specifico il nido d'ape è realizzato con due materiali distinti. Il primo, denominato *C561*, è costituito da una lamina di fibra di poliammide; il secondo, il *C933*, presenta il cuore in alluminio 5052 oppure 5056 con una densità moderata. Vengono sfruttati in applicazioni strutturali a *sandwich* a bassa densità. Il nido d'ape metallico viene preferito in zone a temperature più elevate. In figura è presente un dettaglio del nido d'ape *C561*.



Figura 21 Nido d'ape C561

#### 4.6.4 La fibra di carbonio

Tra tutti i materiali di rinforzo la fibra di carbonio presenta la più elevata resistenza a compressione. La fibra di carbonio si è affermata grazie all'elevata resistenza rapportata al peso, definita resistenza specifica, e ad un limitato coefficiente di espansione termica. Nelle versioni più recenti il suo utilizzo è incrementato costituendo il rivestimento ideale per gli *sponson*<sup>20</sup>, in corrispondenza del carello di atterraggio, e per il bordo d'attacco del pianetto di coda.

---

<sup>20</sup> Gli *sponson* sono particolari stabilizzatori presenti su scafi di navi e su aeromobili che operano sull'acqua; sono posizionati sulla linea di galleggiamento su ambi i lati dell'elicottero.

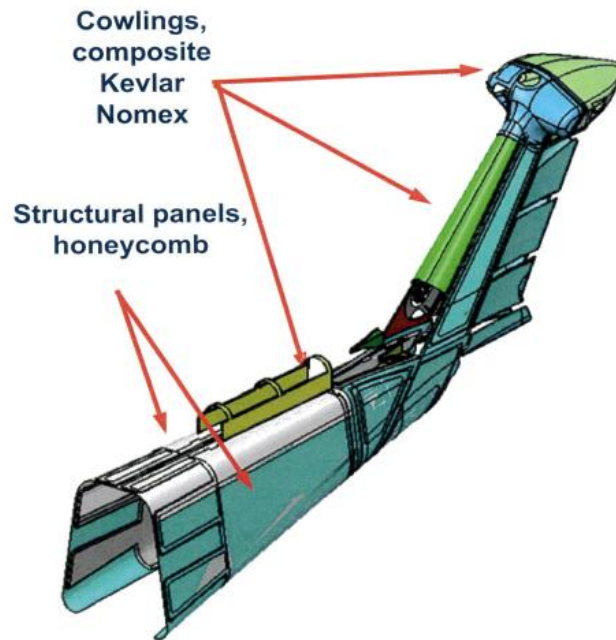


Figura 22: Sezione di coda dell'AW139

#### 4.6.5 Il titanio

Il titanio è uno degli elementi più abbondanti sulla Terra, non tossico, con una densità modesta di  $4500 \text{ kg/m}^3$ . Il titanio è resistente come l'acciaio pur essendo il 40% più leggero, pesa il 60% in più dell'alluminio con resistenza doppia, nonché molto resistente alle forme usuali di fatica dei metalli. Le leghe di titanio sono, quindi, molto performanti in una moltitudine di applicazioni, tra cui l'ambito aerospaziale. Tra le innumerevoli qualità si sottolineano l'elevato rapporto resistenza a trazione su densità, ed un'elevata resistenza alla corrosione grazie alla copertura con un sottile *film* di ossido, uniforme e molto stabile, che ne preserva il cuore. Notevole è anche la resistenza alle alte temperature senza giungere al fenomeno dello scorrimento viscoso<sup>21</sup> che comporta una deformazione del materiale in conseguenza di una prolungata esposizione ad alta temperatura. Il punto di fusione supera i  $1600^\circ\text{C}$  e questo rende il titanio un metallo refrattario. La sua applicazione sull'elicottero è focalizzata nelle zone più calde, e quindi in corrispondenza della parte terminale del propulsore. L'impiego comprende sia il rivestimento esterno sia le paratie interne al gruppo motore, le quali risultano anche tra gli elementi maggiormente soggetti a riparazione dati gli enormi sforzi termici cui sono soggette costantemente.

<sup>21</sup> Spesso allo scorrimento viscoso ci si riferisce con il termine inglese "creep".

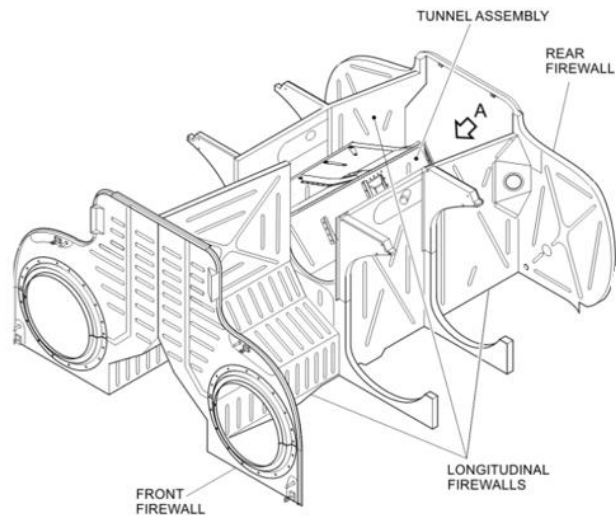


Figura 23: Scheletro dell'alloggio dei motori con le paratie in titanio

#### 4.6.6 L'acciaio

L'acciaio è un materiale presente nella realizzazione dell'elicottero in vari segmenti, come ad esempio il *cowling*, costruito anche in nido d'ape e fibra di carbonio, e il bordo d'attacco delle pale. L'acciaio viene anche applicato per i rivetti ciechi<sup>22</sup>, anziché in alluminio, in quanto quest'ultimo presenta problemi di corrosione se posto a contatto con la fibra di carbonio. Alla voce delle leghe di alluminio viene presentato un confronto tra l'acciaio e le leghe di alluminio per pregi e difetti dell'una e dell'altra, sottolineando come mai non sia possibile eseguire l'intera struttura in acciaio.

#### 4.6.7 L'alluminio e le sue leghe

L'alluminio è un materiale molto presente nelle applicazioni del settore aeronautico ed aerospaziale. A fronte di un modesto peso specifico di  $2.7 \text{ g/cm}^3$ , l'alluminio gode di una discreta resistenza a corrosione e ossidazione, un'elevata conducibilità termica ed elettrica, ed una buona durevolezza. Tali qualità si conciliano con il prezzo modesto e l'assenza di tossicità. Tuttavia, a causa della bassa resistenza meccanica, l'alluminio da solo non viene impiegato per le applicazioni strutturali. L'alluminio puro è usato dove è richiesta resistenza a ossidazione ma non resistenza meccanica.<sup>23</sup>

Per incrementare le proprietà meccaniche dell'alluminio si sfrutta l'arricchimento, in piccole percentuali, con elementi alliganti, dando vita alle leghe di alluminio. Dato il modesto peso specifico determinato dall'alluminio stesso, tali leghe sono anche definite leghe leggere.

Queste leghe lavorano bene solo fino a 180-200°C, oltre presentano un grave decadimento delle caratteristiche meccaniche. Inoltre, a differenza dell'alluminio

<sup>22</sup> Tali rivetti sono più comunemente chiamati "blind rivets"

<sup>23</sup> La lega di alluminio della serie 5000 presenta buona resistenza all'ossidazione, come l'alluminio puro, ma con prestazioni meccaniche migliori.

puro, presentano una bassa resistenza alla corrosione e si ossidano facilmente producendo il composto  $Al_2O_3$  chiamato allumina, il quale se penetra in profondità, rende il materiale estremamente fragile. Quindi è necessario trattare le superfici di queste leghe per impedire all'ossigeno di entrare a contatto con la lega.

Le leghe dell'alluminio vengono abitualmente suddivise in due categorie: leghe da deformazione plastica e leghe per getti. Le leghe da deformazione plastica rappresentano la tipologia più importante fra le leghe leggere dell'alluminio, sia per il numero di applicazioni quanto per la quantità di materiale prodotto. Vengono definite in tal modo perché il loro utilizzo avviene allo stato di semilavorati deformati plasticamente a freddo, in particolare laminati ed estrusi. In virtù dell'ampio ventaglio di leghe di alluminio conosciute, si rende necessario un sistema di designazione che funga da codice commerciale di identificazione. La nomenclatura si basa su un numero di quattro cifre che ha valore simbolico e che permette di individuare la composizione chimica della lega. Il codice in questione consiste in un numero, che identifica la particolare composizione della lega, ed in aggiunta può esserci anche un suffisso alfanumerico che designa il tipo di trattamento subito. Le leghe con codice 2/4/6/7/8xxx possono essere temprate per mezzo di trattamento termico. Le proprietà meccaniche possono essere, quindi, migliorate grazie al trattamento termico, e al successivo invecchiamento. La sigla *T* suggerisce che il materiale ha subito un trattamento termico. Più nel dettaglio, la lega *T3* indica che la soluzione è stata trattata termicamente, bonificata, lavorata a freddo e lasciata invecchiare naturalmente. La lega *T6*, invece, è stata trattata termicamente, bonificata dal produttore, e poi fatta invecchiare per via artificiale per mano del produttore o del consumatore.

Il grafico seguente mostra la variabilità nelle leghe di alluminio di parametri come il carico unitario di rottura *R*, il carico unitario di scostamento dalla proporzionalità lineare ( $R_{p0,2}$ ), l'allungamento percentuale a rottura *A*, e la durezza Brinell.

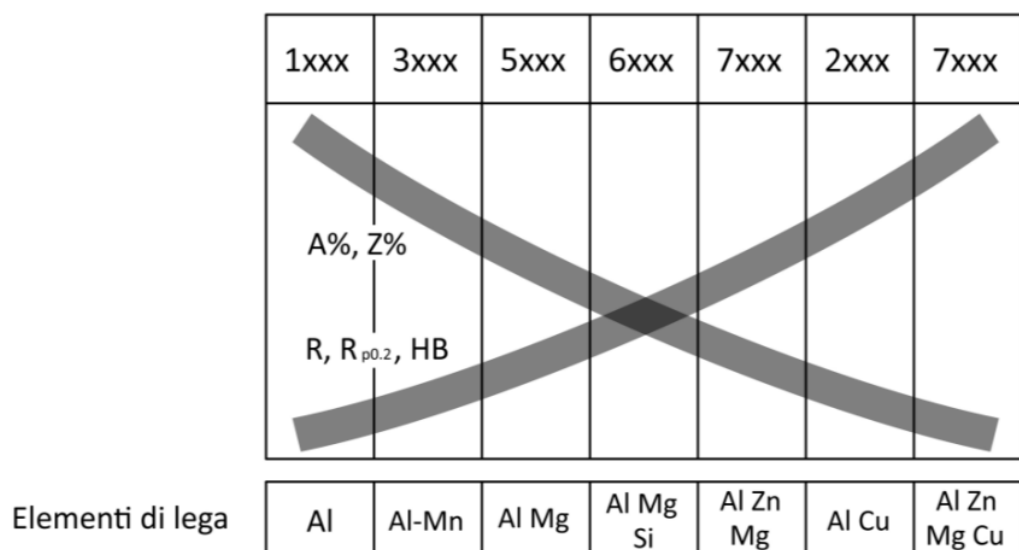


Figura 24: Andamento qualitativo delle proprietà meccaniche in funzione delle differenti famiglie di leghe d'alluminio da deformazione plastica [14]



Dal confronto delle leghe di alluminio risulta che le leghe della serie 2xxx sono meno duttili rispetto alle altre, ma sono tra le più prestanti in termini di resistenza meccanica a trazione, a compressione per impatto e durezza. I valori di densità e modulo di Young  $E$  sono confrontabili tra le varie leghe. In termini di resistenza a corrosione le leghe delle serie 2xxx e 7xxx sono più carenti rispetto alle altre, ma beneficiano di una resistenza a fatica superiore, dove spiccano le leghe della serie 2xxx, tra cui il *Dural*.

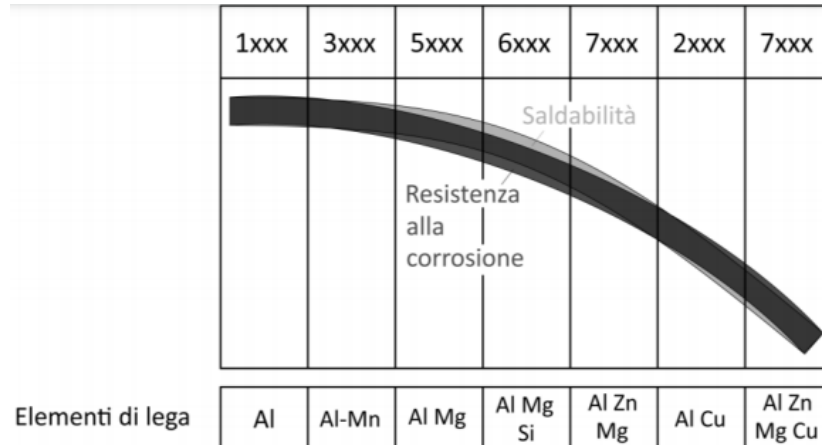


Figura 25: Resistenza alla corrosione e saldabilità delle leghe di alluminio [14]

L'interesse ricade su due leghe da deformazione plastica, il *Dural* e l'*Ergal*, rispettivamente 2024 e 7075 come denominazione. Le leghe del gruppo 2xxx possono essere sottoposte al trattamento termico di indurimento per precipitazione in grado di migliorare le proprietà meccaniche di resistenza. La lega 2024-T3 identifica una lega solubilizzata a caldo, lavorata a freddo ed invecchiata naturalmente. Le leghe del gruppo 7000, dette *Ergal*, sono usate nelle applicazioni strutturali di forza in grado di raggiungere le migliori caratteristiche meccaniche tra tutte le leghe di alluminio. L'*Ergal* 7075 viene sfruttato con carichi di compressione come nella pannellatura superiore dell'ala o nelle fusoliere non pressurizzate.

Nelle leghe *Dural* ed *Ergal* l'alluminio è presente in una percentuale in peso pari a circa il 90 – 93%, mentre il rame e lo zinco, rispettivamente, sono presenti dal 4% al 5%. La parte restante è definita da elementi quali, zinco, rame, magnesio, e manganese per aumentare caratteristiche come la saldabilità. Il *Dural* è noto per avere eccellenti proprietà per molteplici applicazioni in ambito aerospaziale, tra cui l'elevata resistenza allo scorrimento viscoso ad elevate temperature<sup>24</sup>.

<sup>24</sup> Spesso ci si riferisce con il termine inglese "creep"

Tabella 4 Confronto delle proprietà meccaniche di Dural ed Ergal

	$E \left( \frac{Kg}{mm^2} \right)$	$\sigma_P \left( \frac{Kg}{mm^2} \right)$	$\sigma_{02} \left( \frac{Kg}{mm^2} \right)$	$\sigma_R \left( \frac{Kg}{mm^2} \right)$	$A_{P5} (\%)$	$L_R (Km)$
<b>Dural 2024</b>	7300	20	30	42-45	14-20	15
<b>Ergal 7075</b>	7300	40	45	55-65	7-11	23

Il confronto delle due leghe può essere effettuato sulla base di alcune proprietà meccaniche. Nel concreto si prendono in considerazione il modulo di Young  $E$ , il limite di proporzionalità  $\sigma_p$ , le tensioni di snervamento  $\sigma_{02}$  e di rottura  $\sigma_R$ , l'allungamento percentuale  $A_{p5}$ , e la lunghezza di rottura  $L_R$ . Analizzando la tabella riassuntiva apparentemente sembrerebbe un'ottima scelta l'utilizzo dell'*Ergal*, manifestando delle tensioni  $\sigma_{02}$  e  $\sigma_R$  maggiori. Tuttavia, le strutture aeronautiche sono fatte per la maggior parte in *Dural* proprio a causa del parametro  $A_{P5}$  che rappresenta la capacità del materiale di assorbire energia deformandosi plasticamente.

Le strutture sono, infatti, sollecitate dinamicamente e si deve tener conto della vita a fatica dei componenti. La fatica è un problema prioritario per le strutture aeronautiche e questo fenomeno è legato all'insorgenza di cricche dopo un certo numero di cicli. La velocità di propagazione delle cricche è legata alle caratteristiche plastiche del materiale. All'apice della cricca, infatti, vi sono concentrazioni di tensione che hanno valori molto più elevati di quelli medi calcolati coi metodi classici. Per questi motivi in queste zone intorno alla cricca si è nel campo plastico. Se il materiale è abbastanza duttile allora nell'intorno della cricca si ha *plasticizzazione* e la velocità di avanzamento della cricca si riduce. Nel caso in cui il materiale risulti più fragile l'energia non viene assorbita per deformazione plastica bensì è dissipata per far aumentare la lunghezza della cricca, quindi la velocità di avanzamento della cricca è più elevata.

Per quanto detto, data la priorità di tenere sotto controllo l'aumento delle dimensioni dei difetti si preferisce l'utilizzo del *Dural* rispetto all'*Ergal*. Inoltre, il fenomeno di avanzamento delle cricche, e quindi della fatica, è esaltato in trazione piuttosto che compressione, per cui su molti aeromobili si è fatto utilizzo del *Dural* per le parti tese e dell'*Ergal* per le parti compresse.

Sulle paratie dei motori si fa uso di una terza lega di alluminio con il magnesio, la 5059. Tale lega viene rafforzata non tramite trattamento termico, bensì mediante indurimento o lavorazione meccanica a freddo. Presenta un punto di fusione di poco inferiore ai 600°C.

#### 4.6.8 Alclad

La protezione superficiale può essere ottenuta mediante rivestimento superficiale con un'altra lega di alluminio maggiormente resistente; in questo caso i materiali vengono chiamati ALCLAD. Il rivestimento, tipicamente applicato a lamiere, può essere effettuato su una o su entrambe le superfici. La diffusione è relativamente ampia nell'ambito della manutenzione, sfruttata nelle operazioni di riparazione.

#### 4.6.9 Sintesi dei principali materiali metallici aerospaziali

La tabella seguente riassume brevemente le principali proprietà dei materiali metallici utilizzati nel settore aerospaziale. Le proprietà comprendono il peso specifico  $\gamma$ , la tensione di rottura  $\sigma_R$ , il modulo elastico  $E$ , l'allungamento percentuale a rottura  $A_{p5}$ , e la lunghezza di rottura  $L_R$ , detta anche resistenza specifica. La resistenza specifica rapporta la robustezza rispetto al peso specifico: l'obiettivo è ottenere alte robustezze e bassi pesi, ovvero rapporti robustezza su peso i più alti possibile. Si definisce come allungamento percentuale a rottura il parametro, espresso in percentuale, che mostra di quanto si è allungato il provino sotto le condizioni di rottura. Un materiale duttile, quindi un ampio tratto plastico, è caratterizzato da valori alti di allungamento percentuale, di forte interesse nelle applicazioni aerospaziali.

Tabella 5: Proprietà meccaniche dei principali materiali di utilizzo aerospaziale [15]

Materiale	$\gamma \left[ \frac{Kg}{dm^3} \right]$	$\sigma_R \left[ \frac{Kg}{mm^2} \right]$	$E \left[ \frac{Kg}{mm^2} \right]$	$A_{p5} [\%]$	$L_R [km]$
Leghe di Mg	1.8	28 ÷ 32	4600	10 ÷ 15	16
Dural	2.8	42 ÷ 45	7300	14 ÷ 20	15
Ergal	2.8	55 ÷ 65	7300	7 ÷ 11	23
Leghe di Ti	4.5	100 ÷ 120	10500	13 ÷ 18	24
Leghe Fe-C bonifica	7.8	$\geq 120$	21000	14 ÷ 20	$\geq 15$
Leghe Fe-C saldabili	7.8	50 ÷ 80	21000	$\geq 20$	8

Analizzando propriamente le proprietà meccaniche gli acciai ad alta resistenza e il titanio sono evidentemente migliori rispetto alle leghe di alluminio. Infatti, il modulo specifico è praticamente identico per le tre leghe. La lunghezza di rottura è più alta negli acciai ad alta resistenza e nelle leghe di titanio. In aeronautica gli scheletri delle strutture non si realizzano né in acciaio ad alta resistenza né in lega di titanio a causa dei costi e delle masse elevati. Le leghe di alluminio rappresentano il compromesso ideale per le applicazioni aeronautiche ed aerospaziali dato il costo contenuto e valori che sono comunque comparabili con le altre leghe presentate

## 5 IL DANNEGGIAMENTO DELL'ORDINATA STA5700

### 5.1 SUDDIVISIONE DELLA GEOMETRIA LUNGO GLI ASSI CORPO

Per riuscire a suddividere in maniera rigorosa e semplice una geometria complessa come quella dell'elicottero, si è deciso di assegnare un nome alla misurazione in ciascuno dei tre assi spaziali. Lungo l'asse longitudinale la distanza si misura da un datum di riferimento che è il muso del velivolo, dove il numero indica la distanza in millimetri. L'abbreviazione *STA* indica la stazione. Lungo l'asse trasversale il datum di riferimento è l'asse di simmetria longitudinale, con il segno positivo per il lato destro e negativo per il lato sinistro. La sigla *BL* sta per *buttock line*. All'altezza ci si riferisce, invece, con la *Water line WL* a partire dal suolo.

La figura seguente evidenzia la suddivisione macroscopica della geometria dell'elicottero. La parte di interesse è il corpo centrale che abbraccia la cabina del carico pagante. Essa è delimitata dalle due ordinate principali, la STA3900 e la STA5700.

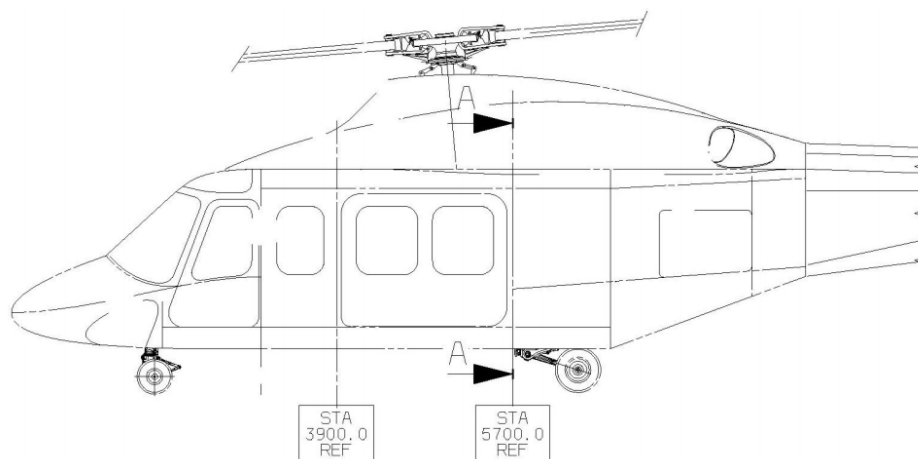


Figura 26: Le ordinate STA3900 e STA5700 [1]

### 5.2 FUNZIONE DEI PRINCIPALI ORGANI STRUTTURALI

La struttura dell'AW139 è di tipo *stressed skin*, cioè il rivestimento contribuisce alla distribuzione del carico strutturale e ne è parte integrante, assorbendo le sollecitazioni dovute al flusso aerodinamico di taglio e flessione, e alla torsione indotta dalle manovre di volo. Si distinguono principalmente elementi quali longheroni, ordinate ed il suddetto rivestimento. I longheroni, costituiti sostanzialmente da un corpo cilindrico, e disposti parallelamente all'apertura, servono per l'irrigidimento della fusoliera contro gli sforzi indotti da flessioni, dovuti a sforzo normale, taglio e momento flettente, da momento torcente e da carichi concentrati. La struttura cilindrica, non necessariamente circolare, è la migliore dal punto di vista della resistenza a torsione. Le ordinate, invece, hanno la funzione di mantenere la forma della sezione di fusoliera, diminuire la lunghezza dei correntini, corpi assimilabili a dei longheroni ma più piccoli, riducendo l'instabilità a carico di punta e di trasferire, introdurre e ridistribuire i carichi interni ed esterni. Le

ordinate si distinguono in ordinate di forma e ordinate di forza. Le prime mantengono la forma del rivestimento esterno della fusoliera ed eventualmente distribuiscono i carichi tra i correntini ed il rivestimento. Le ordinate di forza hanno il compito di trasferire i carichi provenienti dal rivestimento nella struttura, o di distribuire sulla fusoliera carichi concentrati.

La sezione delle ordinate e il tipo di processo di realizzazione dipende da fattori quali l'entità dei carichi, la filosofia di progetto, la disponibilità di attrezzature ed esperienza pregressa, oltre naturalmente il costo. Le ordinate sono fabbricate da fogli di metallo relativamente sottili che sono in grado di sopportare carichi di trazione e taglio nel piano ma si ingobbano se sottoposti a carichi di compressione relativamente bassi e richiedono pertanto irrigidimenti per poter distribuire i carichi concentrati. Se il carico è applicato nel piano della ordinata gli irrigidimenti devono essere allineati con la direzione del carico. In alternativa, se ciò non fosse possibile, il carico dovrebbe essere applicato all'incrocio di due irrigidimenti in modo che ogni rinforzo resista alla componente di carico nella sua direzione. Per rispondere all'esigenza del risparmio di peso, nel rispetto dei requisiti funzionali e di sicurezza, le ordinate sono provviste, come presente in figura, di fori di alleggerimento. Tali fori, distribuito lungo tutta l'estensione dell'ordinata, permettono di ridurre il peso e soprattutto rispondono a necessità impiantistiche per il passaggio dei cablaggi dei vari sottosistemi. Presentano il difetto, tuttavia, di essere dei punti nevralgici per la nucleazione di cricche come avvenuto su alcuni modelli, tra cui l'AW139 ASAR, in conseguenza del progressivo accumulo del danno.



Figura 27: Fori di alleggerimento all'interno della cabina di un AW139

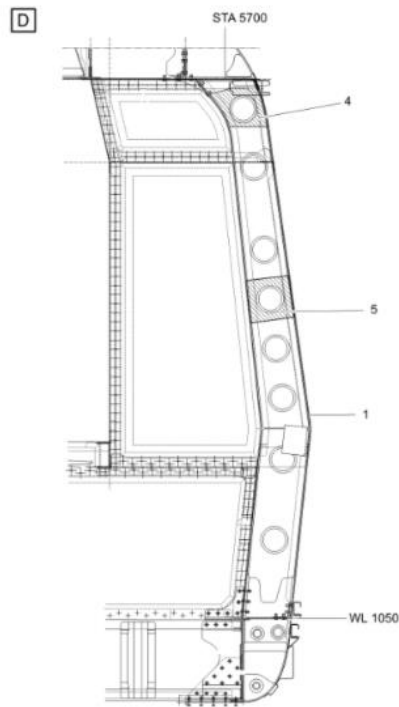


Figura 28: Vista frontale della STA5700 con i fori di alleggerimento [1]

Le ordinate *STA3900* e *STA5700* sono ordinate di forza su cui si regge l'intero corpo centrale dell'elicottero. La criticità di tale porzione è dettata dalla densità di masse che vi convergono. Agiscono carichi più distribuiti come il payload e il gruppo motore, ed altri concentrati come il rotore principale, il verricello (se presente per missioni di soccorso), il carrello d'atterraggio principale. In figura si può notare il posizionamento dei quattro attacchi della trasmissione principale al corpo fusoliera in corrispondenza delle due ordinate, e l'estensione della ordinata *STA5700* per la realizzazione degli *sponson* laterali.

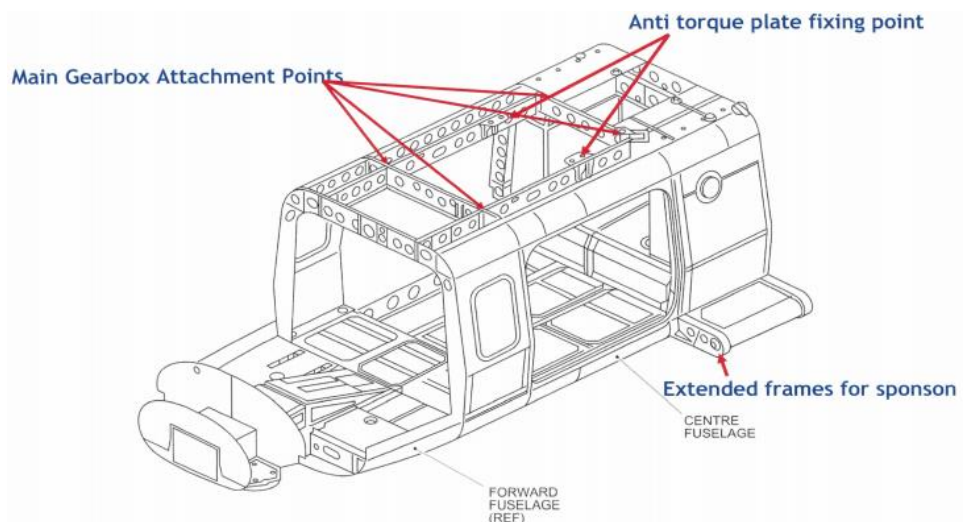


Figura 29: Corpo centrale della fusoliera e le sue ordinate, in evidenza la STA3900 e la STA5700 [1]

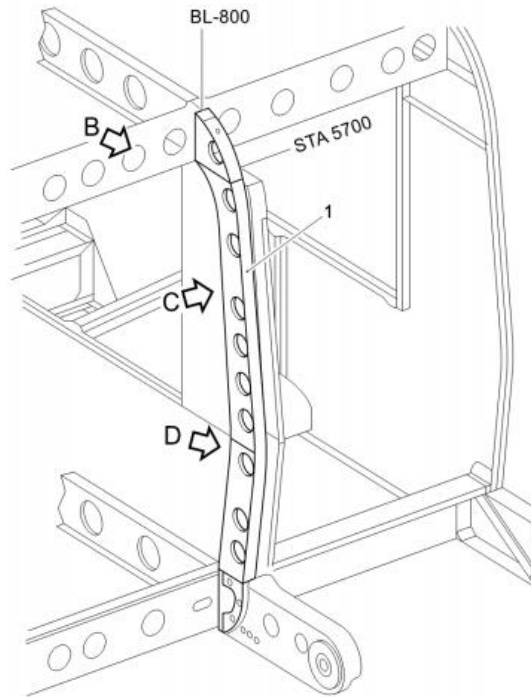


Figura 30: Dettaglio della ordinata STA5700 [1]

### 5.3 APPLICAZIONE DELL'ALLUMINIO

- Longerons,formers,bulkheads made of Alluminum alloy Al 2024
- Lateral skin Aluminium Honeycomb panels
- Upper deck Titanium

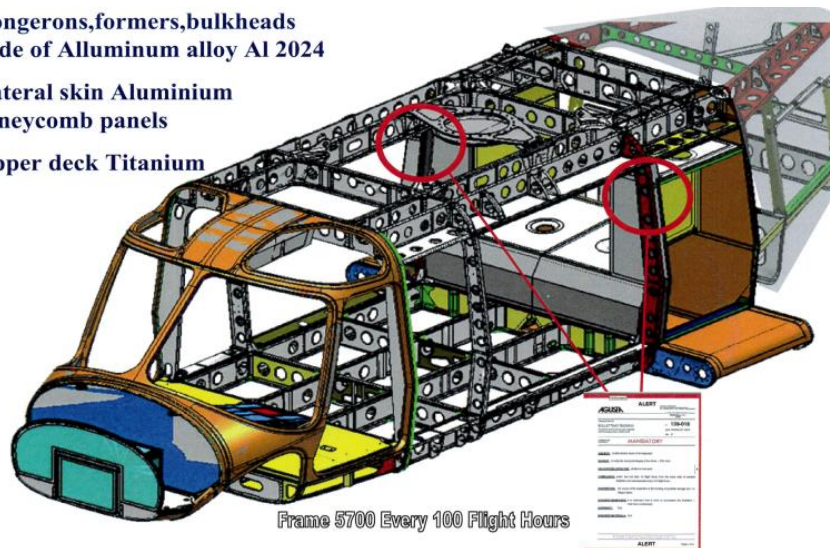


Figura 31: Scelta della lega di alluminio [1]

La figura mostra uno spaccato dello scheletro della sezione anteriore dell'elicottero. Il corpo centrale evidenzia un ampio uso della lega di alluminio 2024, tra cui la ordinata STA5700 di interesse, mentre l'alluminio da solo è presente come cuore del nido d'ape con cui sono fabbricati i pannelli del rivestimento laterale. La ragione di questa scelta progettuale risiede nel compromesso che i progettisti hanno dovuto sostenere per riuscire a fornire una struttura affidabile, funzionale, e favorevole nella gestione dei costi. La peculiare necessità di un modesto peso strutturale e la discreta reperibilità sul mercato hanno permesso alle leghe di alluminio di imporsi nel dinamico settore aeronautico, preservando un'ampia diffusione, solo negli ultimi decenni minacciata dal



progresso tecnologico dei materiali compositi, come evidente sul Boeing 787 *Dreamliner*. Oltre al peso strutturale e alla reperibilità sul mercato si rendono necessarie considerazioni su un ampio ventaglio di proprietà fisiche, tra cui la resistenza statica, la duttilità, la lavorabilità, la saldabilità e la resistenza alla corrosione, nonché caratteristiche meccaniche alle temperature di impiego. Si richiede, infatti, che il materiale sia omogeneo, quindi le medesime proprietà in ogni direzione di sollecitazione, un comportamento noto a fatica, in modo da garantire che la durata in esercizio sia compatibile con il progresso tecnologico e le richieste sempre più stringenti dei clienti.

Essendo l'elicottero una macchina estremamente complessa impiegata in missioni soggette anche ad alto rischio di incidenti si potrebbe pensare di costruire la sua struttura servendosi di un materiale più resistente come ad esempio l'acciaio. La lega acciaio presenta una massa volumica di  $7.75 \text{ Kg/dm}^3$  e una resistenza meccanica a trazione approssimativamente di  $1100 \text{ N/mm}^2$ , mentre le leghe d'alluminio si attestano intorno, a  $2.7 \text{ Kg/dm}^3$  e  $440 \text{ N/mm}^2$ , rispettivamente. I suddetti dati forniscono dei rapporti resistenza/peso simili,  $142 \text{ m}^4/\text{s}^2$  contro i  $163 \text{ m}^4/\text{s}^2$ , ma l'acciaio pesa circa tre volte le leghe di alluminio e resiste tre volte tanto. Questo significa che a parità di resistenza, una lamiera in acciaio sarebbe spessa un terzo di quella di una lega in alluminio, e presenterebbe tutti gli svantaggi che derivano dalla lavorazione con spessori così ridotti, quali, ad esempio, le lavorazioni di foratura, svasatura, con conseguenti probabili deformazioni. L'alternativa, a parità di spessore, è avere una struttura tre volte più pesante, improponibile in campo aeronautico, laddove la leggerezza è un requisito indispensabile. Pertanto, al momento attuale, la maggior parte dei componenti strutturali di un velivolo è costruita con leghe di alluminio, dove densità e resistenza meccanica permettono di sostenere carichi significativi con un peso contenuto.

La figura seguente mostra Curve di trazione  $\sigma - \epsilon$  e curve di trazione  $\sigma/\rho - \epsilon$  per alcune leghe d'alluminio e per un acciaio dolce ed un acciaio ad alta resistenza.

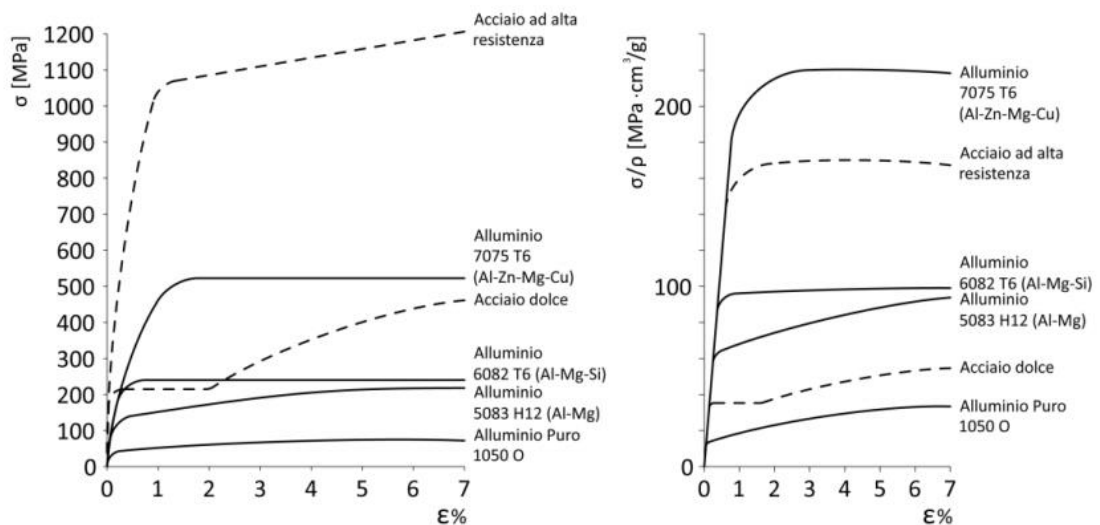


Figura 32: Confronto tra leghe di alluminio e acciaio in termini di resistenza meccanica

Un acciaio ad alta resistenza, a fronte di un tratto lineare confrontabile per deformazione, manifesta una tensione decisamente superiore rispetto all'alluminio 7075-T6. Focalizzando, invece, l'attenzione sulla resistenza specifica si evidenzia la ragione per cui la lega di alluminio è preferibile.

#### 5.4 RAPPORTO SULLE CRICCHE PRESENTI

Il danneggiamento avvenuto sull'ordinata *STA5700* del modello *AW139 I-ASAR* rappresenta uno degli eventi più critici avvenuti sui primi modelli di questo elicottero. Questa infelice occorrenza ha visto coinvolti solo pochissimi esemplari della flotta degli *AW139* in tutto il mondo. La bassa incidenza di simili problematiche va ricondotta al tempestivo intervento della casa costruttrice nella correzione del progetto iniziale apportando delle opportune modifiche. Infatti, nonostante l'articolato e complesso processo di certificazione di un prodotto aeronautico, è possibile che nel corso degli anni di attività il velivolo manifesti imperfezioni di vario genere di un'intera parte o di un suo componente, anche a livello strutturale. Nasce da qui l'esigenza di stabilire un dialogo tra il costruttore, i clienti e le aziende di manutenzione al fine di generare *feedback* che permettano di apportare delle migliorie, e che possano incrementare il livello di sicurezza. Il beneficio di un simile dialogo vede coinvolto il singolo esemplare, ma si estende potenzialmente all'intero portfolio di aeromobili, già prodotti oppure in fase di progettazione.

In merito al coinvolgimento dell'*AW130 I-ASAR*, l'ispezione è stata condotta nel gennaio del 2015, dopo quasi dieci anni di esercizio, avendo accumulato 2885 ore di volo e 13817 atterraggi. Il *Rapporto di Lavoro* annesso ha messo in risalto, tra i vari inconvenienti, la presenza di due cricche simmetriche, una sul lato destro e una sul lato sinistro, praticamente identiche. L'estensione delle fessure è consistente, anche per decine di centimetri, a fronte di una dimensione inferiore per le cricche secondarie. I lavori di manutenzione che si sono resi necessari hanno prolungato il fermo macchina per circa dieci giorni aggiuntivi rispetto al programma preventivato, incrementando come ovvio i costi di gestione dell'elicottero.

Le immagini seguenti, tratte dall'archivio della riparazione eseguita dalla *Airgreen*, mostrano la collocazione delle fessure e la loro intensità all'interno della struttura.



Figura 33: Collocazione della cricca sul lato destro dell'ordinata STA5700

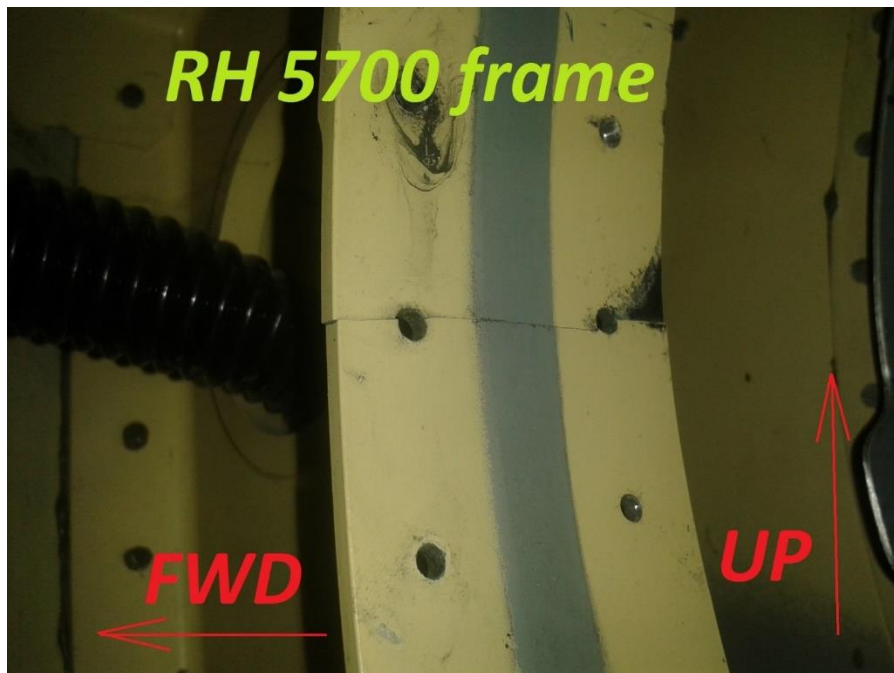


Figura 34: Entità della cricca sul lato destro dell'ordinata STA5700

Le indicazioni presenti consentono un rapido orientamento spaziale facilitando da una parte la comprensione del personale coinvolto nella manutenzione e dall'altra la comunicazione dell'avvenuto danno a personale esterno. Sono frequenti, infatti, le comunicazioni tra lo staff tecnico della azienda di manutenzione e la casa costruttrice al fine di definire le linee guida dei lavori, soprattutto in situazioni non ordinarie per le quali si può anche chiedere una modifica del piano di riparazione. L'esperienza in campo permette ai manutentori più qualificati di studiare piani di riparazione alternativi, con

modifiche anche lievi rispetto all'indicazione iniziale, che devono essere approvati dalla squadra di progettisti responsabili del progetto dell'elicottero.

La cricca principale sul lato destro dell'elicottero si dirama a partire dal foro di alleggerimento sul raccordo tra le porzioni verticale ed orizzontale dell'ordinata. La cricca coinvolge praticamente tutta l'estensione trasversale dell'ordinata lungo una linea direttrice che unisce, come prevedibile, due fori di montaggio. I fori, come già precisato, costituiscono dei punti nevralgici nella propagazione della cricca che progressivamente accumula energia nel corso della vita operativa dell'elicottero.

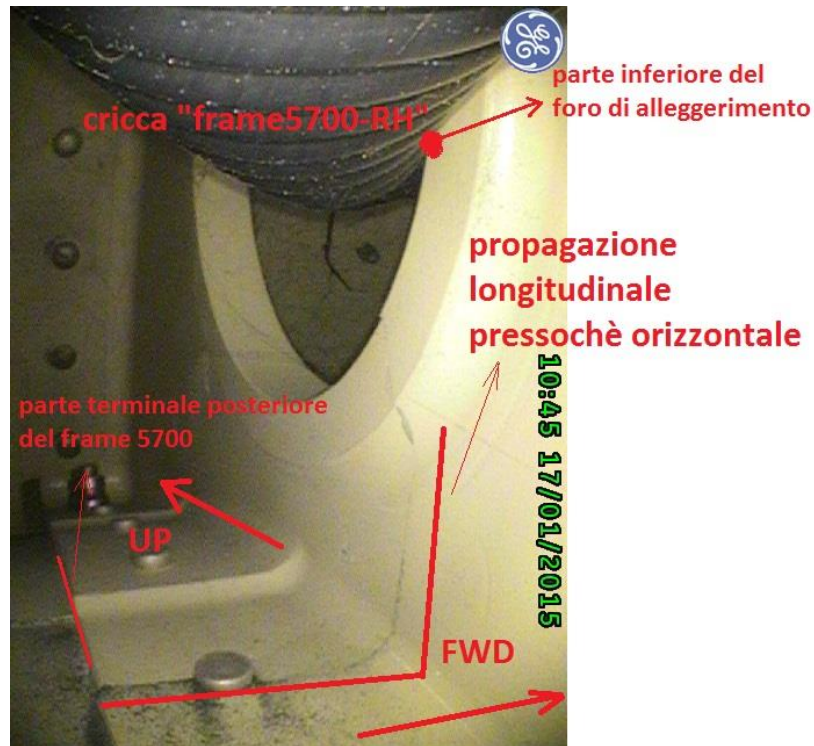


Figura 35: Orientamento cricca sulla STA5700 lato destro

Si noti inoltre la propagazione lineare della cricca, da un'estremità all'altra. Ci si aspetterebbe un andamento più discontinuo in funzione della non perfetta omogeneità del materiale e della distribuzione variegata di carico cui è soggetta l'ordinata. Al contrario, sia le cricche principali, sia le secondarie, presentano tratti fortemente uniformi nella direzione di avanzamento. Secondo l'opinione dei tecnici più esperti tale condizione può essere significativa anche di un assemblaggio degli elementi strutturali non ottimale che ha indebolito il materiale lungo determinate direttrici.

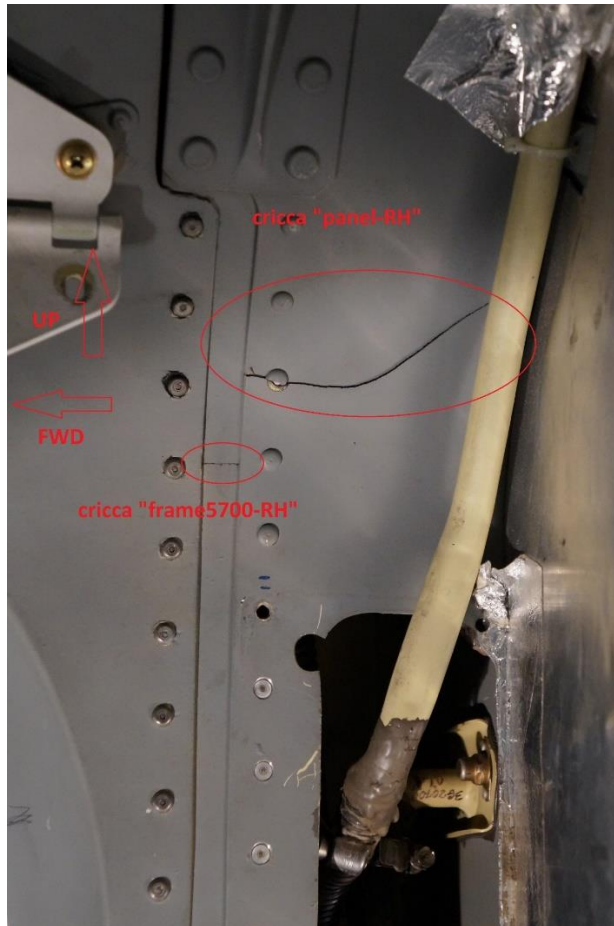


Figura 36: Cricca secondaria sul pannello destro

In aggiunta alle due cricche principali, simmetriche sui due lati dell'elicottero, la struttura è stata ulteriormente indebolita dall'insorgere di fessure secondarie sui pannelli laterali interni alla cabina. Seppur l'entità sia inferiore anche tali danni hanno comportato la necessità di una lavorazione specifica di riparazione per rimettere in sicurezza il velivolo alla conclusione del ciclo di ispezioni.

Le immagini seguenti illustrano, invece, il danneggiamento subito dal versante sinistro dell'elicottero. Come detto, la gravosità dei difetti è confrontabile con la parte destra data la simmetria geometrica dell'aeromobile e la simmetria di distribuzione dei carichi agenti sui due lati.



Figura 37: Estensione della cricca sul lato sinistro dell'ordinata a partire dal foro di alleggerimento



Figura 38: Dettaglio cricca sul versante sinistro dell'ordinata

## 5.5 LE MOTIVAZIONI FISICHE

Le figure mostrano un'estensione marcata delle cricche su entrambi i lati. Le cricche risultano essere molto estese e lineari nella direzione di propagazione. Ci si potrebbe aspettare una cricca che devi il piano di frattura dopo una successione di cicli di carico, come evidente ad esempio in altri casi quali il pannello in figura. Tra le ragioni, presentate dallo staff tecnico che vi ha lavorato per un ampio lasso di tempo, vi è l'assemblaggio delle parti, nonché naturalmente la propagazione per fatica in

conseguenza degli enormi stress che un'ordinata di base come la STA5700 deve sopportare. Analizzando più nel dettaglio la catena di montaggio, per quanto precisa, è possibile che al suo interno le ordinate siano state accoppiate agli altri pezzi strutturali, quali longheroni e irrigidimenti per creare lo scheletro portante, ponendo in tensione permanente il componente. Tale condizione, inevitabilmente, ha indebolito la struttura e ridotto la sua vita operativa, tanto da portare alla generazione di cricche molto estese e sufficientemente profonde da porre l'elicottero nel serio rischio di una frattura catastrofica. Si nota inoltre quanto le cricche siano state originate nelle zone più critiche dal punto di vista strutturale, come previsto a livello teorico, ossia i fori, che siano quelli dovuti ai rivetti come sul pannello, oppure quelli di alleggerimento dove la cricca inizia a nucleare ed accumulare un'energia sufficiente per potersi propagare nella struttura.

Le ragioni alla base dell'accaduto possono essere fatte risalire anche sia a delle imperfezioni nella progettazione della parte, quanto nella fabbricazione e nell'utilizzo, quindi nei carichi subiti.

In merito alla progettazione, va precisato che la Leonardo aveva già previsto un simile danno per il quale aveva già una scheda di manutenzione associata alla ordinata. La progettazione teorica sarà stata difettosa nello studio a fatica della ordinata, nella gestione dei carichi agenti su essa.

L'ordinata, in quanto tale, svolge la funzione di mantenimento della forma della fusoliera, e soprattutto di forza nella sopportazione di carichi concentrati. I maggiori carichi concentrati vengono localizzati in corrispondenza dei punti più resistenti e robusti della struttura, tra cui le ordinate. Carichi quali i carrelli, anteriore e posteriore, la trasmissione, con i suoi attacchi sono posti in corrispondenza della estensione della ordinata, nonché parte del peso della propulsione. Tali carichi vanno dimensionati in maniera corretta in maniera tale che si possa effettuare un calcolo sufficientemente adeguato della vita operativa del componente.

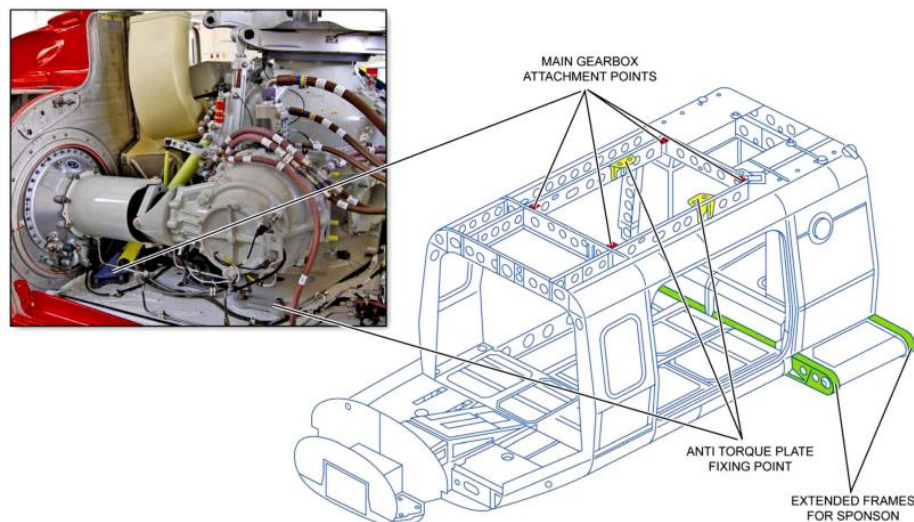


Figura 39: Attacchi MGB sulle ordinate 3900 e 5700 [1]

La trasmissione principale è vincolata alla fusoliera tramite *mounts* e *attachments*. Le quattro aste e l'*antitorque beam* connettono la trasmissione al pianetto superiore della

fusoliera e permettono il trasferimento della coppia e dei carichi dinamici dall'albero del rotore principale alla fusoliera. Si può notare che le quattro aste non sono simmetriche, l'angolo formato dalle aste posteriori con il pianetto superiore è maggiore rispetto a quello delle aste anteriori. Tale discrepanza è dovuta alla differente sollecitazione cui sono soggette le aste durante la vita operativa dell'elicottero, attraverso forze contrastanti quali il peso e la portanza, ed i carichi laterali quando si inclina l'elicottero. Le aste anteriori lavorano in compressione e devono essere in grado di resistere a questa maggiore sollecitazione dovuta alla inclinazione della Trazione dato il moto prevalente in avanzamento cui è soggetto l'elicottero.

## 5.6 RIPARAZIONE SECONDO IL BT 139-089

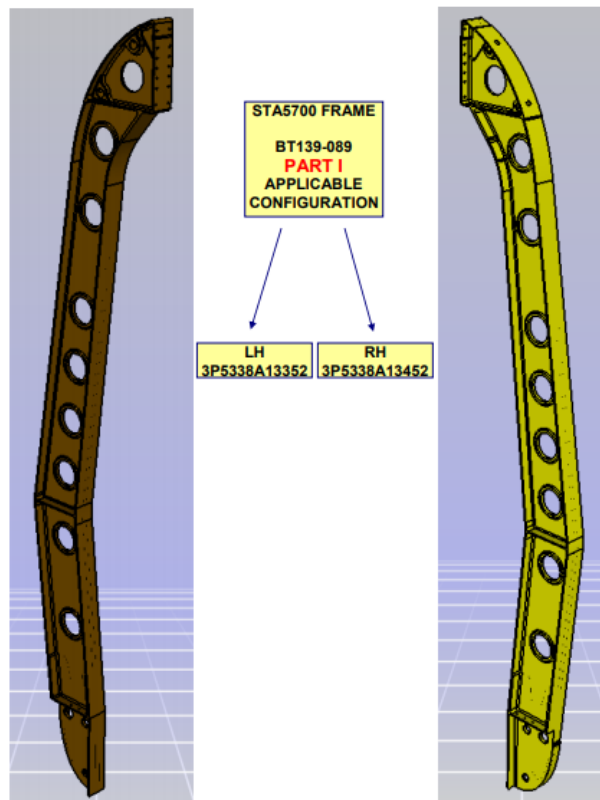


Figura 40: Due porzioni della ordinata STA5700 dal BT 139-089

La *compliance*<sup>25</sup> del seguente BT risulta essere facoltativa per l'operatore, in merito all'installazione di un rinforzo strutturale per estendere l'ispezione *Mandatory MI53-12*, su elicotteri non ancora muniti di determinate ordinate *STA5700* con uno specifico *part number*. Il BT è inerente ad una retro-modifica che consiste nella installazione di tre rivestimenti di rinforzo su entrambi i lati destro e sinistro delle ordinate 3900 e/o 5700. Il rispetto del requisito sulla *STA5700* consente al proprietario di estendere l'intervallo di fatica come specificato nella *MI53-12*. I materiali necessari sono molteplici, oltre ai rinforzi, quali viti, rondelle, adesivi, riempitivi, staffe, *shim*, boccole. Tale documento

<sup>25</sup> Conformità ad una normativa in vigore



illustra nello specifico, in maniera sequenziale, le azioni da eseguire nel rispetto della sicurezza da parte di operatori qualificati.

L'indicazione tecnica pervenuta da parte della *AgustaWestland* è di applicare il Bollettino Tecnico 139-089 sull'elicottero *AB139* s/n 31024 marca *I-ASAR* avente 2885,42 ore di volo all'attivo, per le azioni correttive sulle cricche dei componenti aventi p/n 3G5338A0332 e 3G5338A0432 alla stazione 5700.

La rottura è avvenuta in corrispondenza dei fori di alleggerimento che scorrono lungo le ordinate per risparmiare peso, per permettere le varie installazioni di cavi, e anche migliorare l'elasticità della struttura che altrimenti risulterebbe troppo rigida.

La normativa prevede che si rinforzi anche l'ordinata *STA3900*. Se si irrigidisse solo la *STA5700* allora tutto il carico si scaricherebbe sull'ordinata precedente, la *STA3900*. Anche quest'ultima è fortemente sollecitata dai carichi agenti sull'elicottero, ricordando che anche su di essa si scarica l'azione di tutto il sistema propulsivo e rotorico, oltre all'eventuale verricello presente per modelli di soccorso. Detto ciò, si comprende l'esigenza di applicare i lavori di riparazione su entrambe le ordinate principali dell'elicottero.

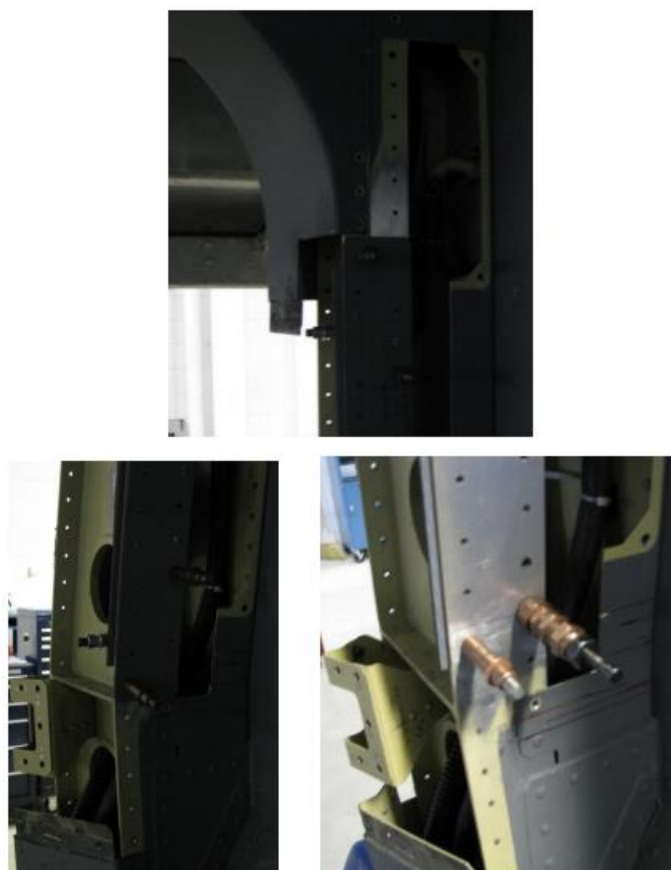


Figura 41: Dettaglio dei rivestimenti dal BT 139-089

La riparazione viene condotta tramite l'utilizzo di gusci, in fibra di carbonio, che vengono applicati fronte e retro sulla ordinata mediante opportune forature sui gusci stessi e sull'ordinata, costituendo una specie di "sandwich". I gusci suddetti

sono già sagomati col profilo della ordinata interna, sono già presenti dei fori che fungono da guida nel processo di foratura dell'ordinata.

In relazione ad essa è permesso installare degli *shim* in lega di alluminio 2024 T3 per riempire il vuoto durante la installazione del rivestimento p/n 3G5306P17254 e installare il dado posteriore sul rivestimento p/n 3G5306P17356/ 3G5306P17355. Si suggerisce, inoltre, di eseguire i fori per il *doubler* anteriore 3G5306O19351 che non è orizzontalmente allineato con i fori. Lo *shim* è necessario per creare una superficie continua tra la struttura e i rivestimenti aggiuntivi per evitare che ci siano le luci, ossia dei vuoti indesiderati, capaci di creare delle tensioni ulteriori nella fase di assemblaggio riducendo la vita del componente. Si ha, infatti la necessità di unire due superfici con un contatto continuo come previsto dai calcoli teorici e nei sistemi *CAD*. Lo *shim* entro 1 mm è liquido, oltre solido e liquido.



Figura 42: Dettagli ordinata dal BT 139-089

## 6 CONCLUSIONI

---

L'esperienza ha permesso di prendere confidenza con un ambiente nuovo, dinamico ed interattivo. Il settore della manutenzione elicotteristica, infatti, è tra i più ligi al rispetto delle normative, le quali assumono importanza se applicate con rigore. La progettazione di una macchina così complessa richiede anni di studi teorici, sperimentazioni, validazioni degli studi compiuti, ed infine uscita sul mercato del prodotto aeronautico. La prassi suddetta è, tuttavia, anche essa soggetta al fattore umano, che inevitabilmente non è infallibile, portando a generare approssimazioni ed errori talvolta anche fatali. L'AW139 è un progetto iniziato in conseguenza della drastica riduzione delle commissioni da parte delle agenzie militari in seguito al crollo del muro di Berlino nel 1989. Il mercato elicotteristico nutre la necessità di un rinnovo della generazione del parco elicotteristico in utilizzo e risalente al secondo dopoguerra. In un momento così difficile le varie imprese operanti nel settore dell'ala rotante, e non solo, come la *AgustaWestland*, affrontano il duro colpo proponendo progetti all'avanguardia con tecnologie moderne che possano attirare e soddisfare le crescenti e peculiari richieste dei clienti. In questo panorama l'AW139 rappresenta l'ancora di salvataggio per l'azienda, bisognosa di esportare sul mercato un elicottero performante al punto da imporsi sulla concorrenza nella nicchia degli elicotteri medi. L'obiettivo prefissato impone un rispetto meticoloso delle scadenze di mercato che esigono la conclusione dei lavori entro pochi anni. Senza porre in alcun dubbio l'eccellenza dell'elicottero, va comunque precisato che la riuscita cela dei difetti che nel corso degli anni di operatività si manifestano in maniera più o meno lieve a seconda dei casi. L'esperienza sull'ASAR è uno dei casi più esemplificativi in tale contesto. Il progetto in sé non è affatto sbagliato dal punto di vista teorico, e nemmeno gli output delle prove sperimentali e delle simulazioni dei codici di calcolo sono errati. La radice dell'errore va fatta risalire ai parametri iniziali che tali studi, teorici o pratici che siano, hanno elaborato in funzione dell'esperienza costruttiva sino ad allora acquisita. Nell'ambito aeronautico la progettazione risulta essere più elaborata e al contempo meglio definita, al punto da disporre, ad esempio, di uno spettro di carico negli studi a fatica facilmente ascrivibile in funzione dell'enorme quantitativo di dati statistici su aerei simili. Inoltre, se per gli aerei il profilo di missione è oramai quasi standardizzato indipendentemente dalla durata e dei punti geografici raggiunti, per il campo elicotteristico vige ancora una forte indecisione nella distribuzione dei dati. Gli impieghi dell'elicottero sono molto più variabili, il che impedisce una standardizzazione della qualità sulla fusoliera come avviene per i velivoli ad ala fissa. Considerando due coppie esemplari, una per un modello di elicottero e l'altra per un modello di aereo, si evidenzia una marcata diversificazione per la prima rispetto alla seconda. Due elicotteri, seppur appartenenti alla medesima serie dello stesso modello sono macchine a sé stanti che occorre studiare nello specifico. Uno dei maggiori problemi ingegneristici nella progettazione di un elicottero è rappresentato dalla vibrazione: non esistono due elicotteri che vibrino alla stessa maniera per una molteplicità di cause, tra cui le tolleranze meno stringenti rispetto all'aereo. A titolo d'esempio, le masse vibranti passive utili ad attenuare le vibrazioni sull'AW139 sono in numero variabile di due o tre su esemplari distinti a

sottolineare la loro peculiare unicità. Infatti, della flotta di *Airgreen*, sui quattro elicotteri presenti, solo due<sup>26</sup> hanno manifestato le cricche estese sulla ordinata principale *STA5700*, oltre ad altre cricche e danni secondari. In sintesi, la concatenazione di una serie di fattori sancisce un divario nelle filosofie di progetto di un velivolo ad ala fissa e di uno ad ala rotante. Al netto di tutto, secondo l'opinione di personale altamente qualificato, la qualità costruttiva di un aereo è superiore rispetto a quella di un elicottero, pur rispettando in maniera rigorosa le normative vigenti. La normativa stessa si articola in maniera differente per i due aeromobili, considerando che i rispettivi profili di missione non sono affatto sovrapponibili. All'elicottero si richiede una minore rigidità, il che accentua il problema relativo alle vibrazioni, al fine di completare il portfolio di operazioni che l'aereo non può condurre, con una maggiore flessibilità nella gestione dei comandi di volo. La migliore manovrabilità consente all'elicottero azioni quali lo stazionamento a punto fisso, detto *hovering*, virate molto più rapide ed un adattamento veloce ad ambienti operativi anche ostili. L'*AW139*, in particolare, è stato inizialmente progettato per le missioni *offshore*, per le quali si esige un trasporto rapido ed efficiente dalla terraferma a stazioni. Per ridurre la resistenza aerodinamica si fa uso di uno scambiatore olio-combustibile anziché di un radiatore per comprendere la centralità delle prestazioni all'interno del progetto. Le operazioni comprendono trasferimento di personale su piattaforme e infrastrutture del settore *Oil&Gas*, supporto alla manutenzione degli impianti eolici ed elisoccorso. Il superamento delle mille consegne a clienti in tutto il mondo, che vede protagonista l'*AW139*, rappresenta una conferma delle elevate capacità di missione, efficienza operativa e affidabilità nello svolgimento di missioni sul mare dell'elicottero ritenuto di maggior successo al mondo nella sua categoria.

I due elicotteri coinvolti nei danneggiamenti alle ordinate sono esemplari adattati a missioni diverse dall'*offshore*. Sono dotati di una potenza massiccia, e tale potenza è stata sfruttata per missioni di soccorso anche in montagna in cui il profilo di missione prevede una cospicua porzione di volo a punto fisso. Tali missioni portano a termine un numero di cicli atterraggio-decollo maggiore, e in aggiunta la condizione di *hovering* è la più gravosa per la struttura dati gli sforzi generati. La potenza impiegata è la massima a disposizione, quindi maggior coppia di reazione, per mantenere il velivolo ad una determinata quota per tutta la durata del soccorso, senza rotazioni lungo gli assi. Tutte le sezioni dell'elicottero sono soggette a sforzi elevati che inevitabilmente si scaricano sulla struttura deteriorando la sua integrità. Vi sono porzioni più o meno critiche in termini di ore di volo di affidabilità. Sui modelli più datati, ad esempio, lo scarico dei motori era soggetto a cricche dopo sole sette ore circa di volo, decisamente un intervallo esiguo e scomodo per i clienti, e successivamente incrementato. L'esperienza accumulata dall'intero settore aeronautico nel corso degli anni ha permesso di apportare delle modifiche a progetti già in uso, nell'ottica del miglioramento e del risparmio dei costi di gestione al contempo: in questo panorama rientra anche l'*AW139*. Numerosi sono stati i *Bollettini Tecnici* emanati dalla *Leonardo* per correggere le

---

<sup>26</sup> Gli elicotteri in questione sono il già citato ASAR serie 31024 e il GREI serie 31092, seppur quest'ultimo abbia manifestato il difetto solo sul lato sinistro.

imperfezioni presenti su un gruppo di esemplari oppure su un intero lotto. Alcuni di questi *BT* rispondono alle *AD*, quindi a prescrizioni di aeronavigabilità da parte degli enti di certificazione, a sottolineare l'urgenza della correzione. Come detto, tali accorgimenti non implicano che il progetto iniziale non sia stato corretto. L'*ASAR*, ad esempio, entrato in servizio nel 2006, ha completato l'ispezione sulle ordinate *STA3900* e *STA5700* nel gennaio del 2015, quindi quasi un decennio dopo, durante il quale l'elicottero ha risposto positivamente all'aspettativa di utilizzo. Il danno è attribuibile semplicemente ad uno studio a fatica non eccellente sulla fusoliera, con tempi di incubazione non sufficienti a stimare in maniera corretta la vita operativa per tutti i possibili involucri di volo dei vari elicotteri. L'iter *on design*, quindi, non necessariamente soddisfa appieno i requisiti dei casi reali affrontati. Oltre al già citato volo in *hovering* si consideri l'aggravante del verricello utilizzato per portare a termine i soccorsi. Funge da carico concentrato e in quanto tale esso è posizionato in corrispondenza dell'ordinata di forza *STA3900* contribuendo ad incrementare l'affaticamento sulla struttura. La fusoliera, assieme alle altre sezioni dell'elicottero, sono realizzate con un ampio ventaglio di materiali, ed è possibile che alcuni di questi lotti di materiali siano stati difettosi rispetto allo standard imposto come parametro nel corso della progettazione. Ne consegue una certificazione teorica per un numero di ore di volo superiore rispetto all'effettiva vita dell'elicottero. Un'ulteriore possibile causa del danneggiamento dell'ordinata è da attribuire alla catena di montaggio. La creazione dello scheletro della fusoliera parte dapprima dal posizionamento delle ordinate e dei quattro longheroni principali in maniera accurata e successivamente l'assemblaggio continua con gli altri elementi strutturali sino ad arrivare agli organi di collegamento. Nell'ipotesi che l'ordinata sia disposta leggermente sfasata in una posizione non corretta, gli organi di collegamento la vincolerebbero in uno stato di tensione. La tensione permanente generata accelera l'affaticamento dei componenti con il rischio di ridurre la vita operativa.

Le cause alla base del danneggiamento dei due elicotteri in esercizio presso la *Airgreen* sono, quindi, molteplici, alcuni casuali come la qualità di un lotto di un materiale rispetto ad uno di riferimento, ed altri sistematici come la progettazione iniziale e la catena di montaggio. Simili esperienze costituiscono un bacino di conoscenza usufruibile su modelli successivi. Ne è un esempio il nuovo esemplare di *AW139* marca *WOOD*: seppur appartenga allo stesso modello dell'*ASAR*, il compendio di migliorie tecniche e strutturali applicate lo caratterizzano quasi come un elicottero a sé stante. Infatti, l'evoluzione tecnologica ha permesso, ad esempio, di incrementare il peso massimo al decollo da 6400 kg a 7000 kg, con conseguenti modifiche dei vari sottosistemi come il reparto propulsivo e rotorico, al fine di garantire la completa aeronavigabilità del velivolo.

## Appendice A

---

### A.1 INTRODUZIONE STORICA AI DANNI AERONAUTICI

Come tutte le industrie, anche quella aerospaziale ha avvertito la necessità di testare i singoli componenti e la struttura complessiva al fine di garantire la sicurezza del velivolo, tanto per l'ala rotante quanto per l'ala fissa. Per conseguire tale obiettivo sono richiesti molteplici studi sugli aspetti strutturali del progetto e la sua integrazione con le innumerevoli e specifiche esigenze di ciascun velivolo. Il progresso tecnologico ha spinto il settore aeronautico ad aggiornare le sue norme e i suoi criteri per certificare la aeronavigabilità dell'aeromobile.

La ricerca sulla impostazione del progetto è stata dettata nel corso degli anni da casi emblematici che hanno messo in rilievo carenze tecnologiche e teoriche.

#### A.1.1 Safe life

Il primo modello, a partire dagli anni '40, è il *Safe life* il quale prevede che per ogni componente si determini quale possa essere la massima durata prima che ne manifesti la rottura per fatica. Il criterio richiede che l'elemento strutturale non sia soggetto ad alcun tipo di danneggiamento durante la propria vita operativa. La vita a fatica è calcolata, tenendo conto della notevole dispersione di dati, tale che il componente venga sostituito anche se apparentemente non mostra difetti. La normativa prevede che questa filosofia di progetto sia applicata per la categoria di elementi *Single Load Path*, come i carrelli di atterraggio e gli attacchi motore. Il progetto *safe life*, analizzato più nel dettaglio, comporta la definizione dei carichi di progetto, tra cui quelli fondamentali risultano essere quelli di raffica, manovra, pressurizzazione, atterraggio, rullaggio e taxi. La storia di carico, attribuibile ad una missione tipica, vien convertita in una sequenza di eventi danneggianti raggruppati e ordinati per intensità, nella quale si perde la informazione temporale. La normativa prevede spettri di carico standardizzati quali il *twist*, per velivoli da trasporto, e il *falstaff* per velivoli militari caccia.

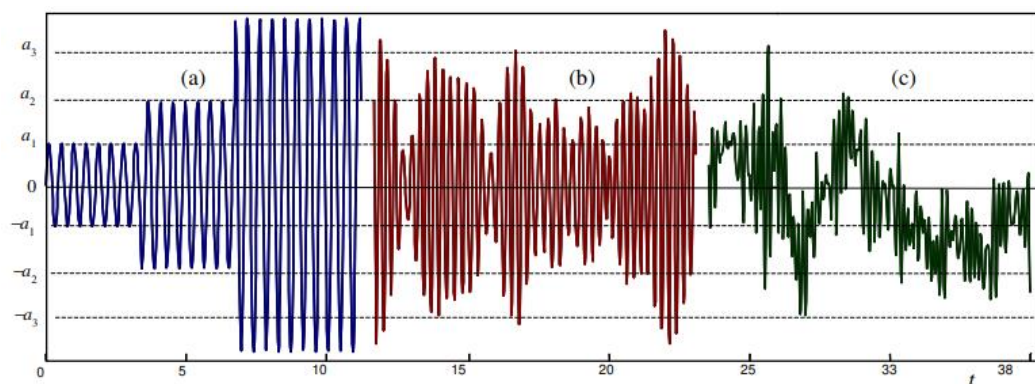


Figura 43: Esempi di storie di carico con cicli ad ampiezza variabile: (a) gruppi di cicli con ampiezza crescente, (b) cicli a media nulla ed ampiezza variabile in modo aleatorio (o random), (c) cicli con ampiezza e valor medio variabili in modo aleatorio [16]

Per la determinazione della vita a fatica, nel caso non si abbiano a disposizione risultati provenienti da prove a carichi variabili sufficientemente rappresentativi delle condizioni reali di esercizio della struttura è necessario effettuare valutazioni della vita a fatica del componente in base a risultati a carico costante. Si introduce l'ipotesi del danneggiamento parziale della struttura  $D_i$ . Qualora il componente venga sottoposto a carico oscillante con ampiezza costante  $S_{a_i}$  si può risalire alla vita a fatica ipotetica associata alla sola applicazione di quel livello di sforzo attraverso la curva  $S-N$ , leggendo il numero di cicli che portano a rottura. Lavorando col medesimo sforzo per un numero di cicli inferiore  $n_i < N_i$  si avrà un danneggiamento parziale del materiale quantificato, nel modo più semplice, dalla frazione  $D_i$ . Le condizioni operative in cui lavora il componente coinvolgono più livelli di carica  $S_{a_i}$  che si ripetono con frequenze diverse e che contribuiscono al danneggiamento del materiale, ognuno con la propria frazione  $D_i$ . In sintesi:

$$D_i = \frac{n_i}{N_i}$$

Il numeratore  $n_i$  indica il numero di cicli compiuti con determinati valori di sforzo medio  $S_m$  e alternato  $S_a$  ed è ottenibile dallo spettro di carico. Il secondo fattore  $N_i$  rappresenta il numero di cicli che portano a rottura mediante la applicazione di quei determinati valori di  $S_m$  ed  $S_a$ , ed è ricavabile dalle curve  $S - N$ .

Per la predizione della rottura a fatica viene usata la regola di Miner che si basa sulla ipotesi che il danno a fatica in un ciclo ad ampiezza costante aumenti linearmente con il numero di cicli. La rottura avviene quando la somma delle frazioni di danneggiamento parziale raggiunge l'unità:

$$D = \sum_i \frac{n_i}{N_i} = 1$$

La regola di Miner non tiene conto della sequenza di carichi, in particolare, assume che carichi al di sotto del limite di fatica non danneggiano la struttura il che non è sempre verificato. L'errore può essere alleviato estendendo la curva  $S-N$  al di sotto del limite di fatica. Inoltre, non tiene conto dei fenomeni di plasticizzazione agli apici delle cricche che possono modificare in maniera sostanziale la vita a fatica di un componente. Gli stress residui sono conseguenza della deformazione plastica locale, visibile analizzando due sbarre, di differente lunghezza, sottoposte a trazione, a parità di allungamento. Per un certo allungamento si avrà una sbarra in campo plastico e una in campo elastico, e qualora si eliminasse il carico si

avrebbero delle tensioni uguali e opposte, di compressione per la sbarra in campo plastico, di trazione per la seconda.

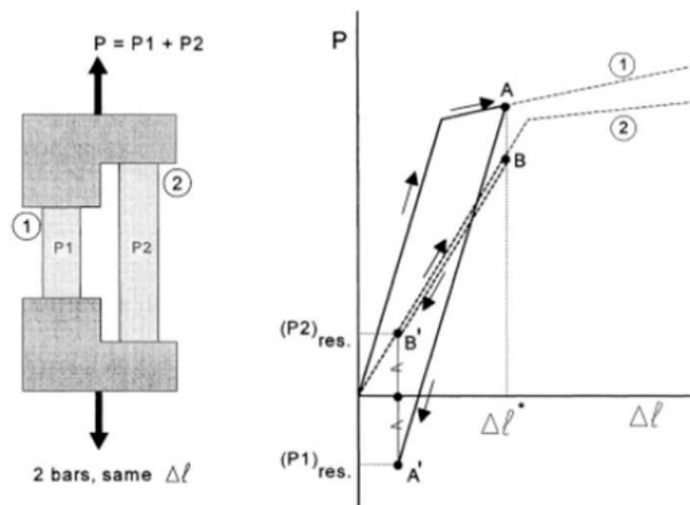


Figura 44: Carico residuo a compressione e trazione [9]

Come conseguenza della deformazione plastica all'apice del foro si ha una tensione minore rispetto a quella di picco teorica:

$$\sigma_{peak} < K_t \sigma_{nom}$$

Si viene a generare una distribuzione di stress residui con una zona di compressione residua in prossimità del foro bilanciata da tensioni residue di trazione lontano dal foro.

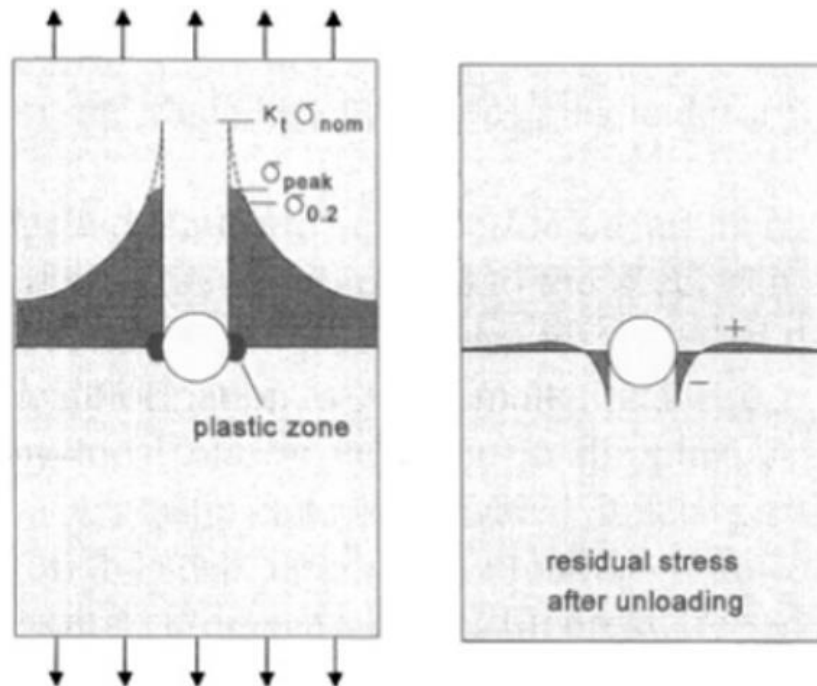


Figura 45: Apice cricca: zona plastica e stress residui [9]



Ruolo primario viene ricoperto anche dalla conoscenza della sequenza di carichi, differenziando tra quelli maggiori e quelli minori. Nello specifico è preferibile avere prima i carichi più intensi e poi successivamente quelli più bassi, per le tensioni residue che si generano.

La regola di Miner, in conseguenza delle incertezze insite in essa e nelle curve S-N, fornisce una grossolana previsione della vita, per cui occorre introdurre opportuni fattori di sicurezza (SF). La normativa, quindi, richiede una verifica sperimentale full-scale ad almeno due volte la vita a fatica.

$$Vita(ore) = \frac{1}{SF} \frac{1}{D_{y(ore)}} y(ore)$$

#### A.1.2 Fail safe

Nel 1954, il caso De Havilland Comet G-ALYP, primo velivolo da trasporto civile con motore a getto, con cabina pressurizzata ad una pressione di 0.56KPa, equivalente a 2400m, pressoché doppia rispetto ai velivoli precedenti, rappresenta una pietra miliare nello studio della progettazione. L'esemplare ha manifestato una cricca partita da un rivetto nella zona dell'angolo sinistro del finestrino posteriore sull'antenna ADF, poi propagata, in avanti, verso l'angolo del finestrino con le tensioni maggiori e, all'indietro, verso l'ordinata successiva, la cui resistenza era troppo bassa per sostenere il carico con il rivestimento della fusoliera fessurato. Il velivolo aveva accumulato 1231 cicli di pressurizzazione; dopo 1825 test di pressurizzazione la pressione in cabina si è danneggiata nell'applicazione di un carico di prova ciclico al 33% in più di carico. L'incidente del *Comet* ha maturato la consapevolezza che la vita a fatica finita degli aerei possa portare complicazioni riguardanti la sicurezza dei passeggeri, pertanto è nata l'esigenza di introdurre un nuovo criterio di progettazione, il *Fail safe*, ponendo maggiore attenzione ai test a fatica full-scale.

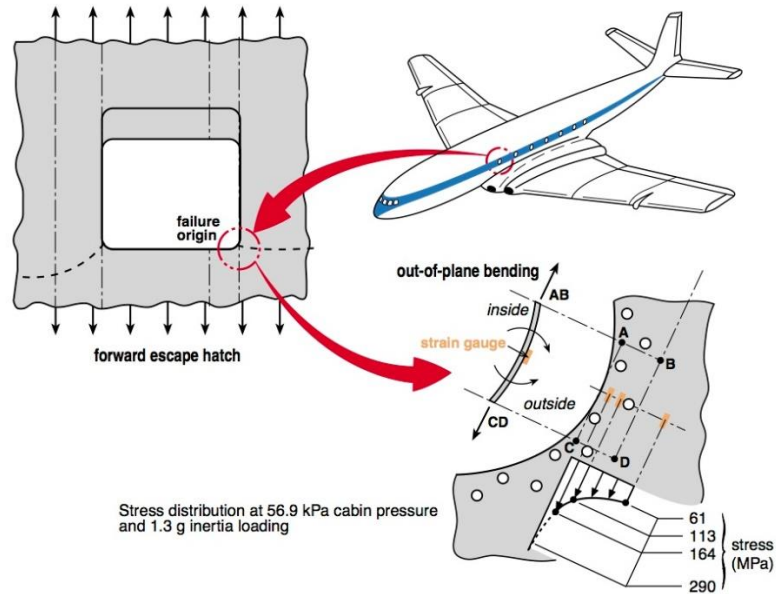


Figura 46: Danno sul Comet [17]

Tale nuova filosofia si pone l'obiettivo di superare le difficoltà dei primi approcci in un'ottica di implementazione di un sistema più sicuro ad un costo minore, superando la difficoltà di sfruttamento medio delle capacità. Tale metodologia comporta la iperstaticità delle strutture cui è applicata e la necessità di ispezioni periodiche.

La sicurezza risulta essere favorita dall'accrescimento lento delle cricche, ed in particolare dalla interruzione di tale crescita in corrispondenza di limiti imposti da accorgimenti studiati a progetto, chiamati *crack stoppers*.

### A.1.3 Damage tolerant

Nel 1969, il caso della General Dynamics F111 ha sottolineato il bisogno di progettare i velivoli affinché essi siano tolleranti al danneggiamento. Il danno a fatica dovuto ad una cricca iniziale pone l'esigenza che esso sia considerato già nel progetto, dando vita alla filosofia *Damage tolerant*. Dopo soltanto 107 ore di volo l'esemplare perde l'ala sinistra in volo di addestramento di basso livello con una accelerazione di soli 3.5g, meno della metà del carico limite di progetto. La causa è una cricca nella zona d'attacco del sistema di variazione dell'angolo di freccia, presente già in fase di fabbricazione, con dimensioni notevoli, superiori ai venti millimetri.

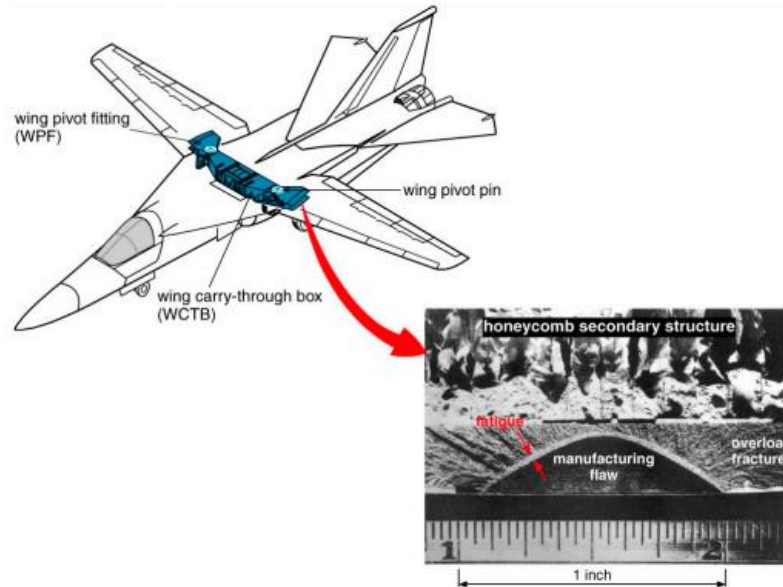


Figura 47: Danno sul F-111 [18]

La dimensione del difetto iniziale viene scelta, per definizione, come il valore più elevato di difetto che non può essere rilevato mediante i controlli non distruttivi. L'obiettivo principale è assicurare un opportuno programma di ispezioni di modo che un eventuale danneggiamento non diventi critico prima che esso possa essere individuato da controlli non distruttivi durante le fasi di manutenzione.

Il progetto *Damage Tolerant* si articola in tre punti fondamentali. Inizialmente occorre valutare il limite di danneggiamento, ossia il massimo danno che la struttura è in grado di sostenere in condizioni di carico limite. Successivamente si valutano la crescita del danneggiamento, l'intervallo di propagazione del danno tra la dimensione minima rilevabile e il limite di danneggiamento. Tale valutazione, infine, porta a definire un piano di ispezione che monitora razionalmente il danno nel tempo. I suddetti obiettivi vengono rispettati sulla base della *meccanica della frattura* che valuta l'effetto delle cricche sulla resistenza e definisce la crescita del difetto come funzione del tempo. Un carico applicato sulla cricca perturba le linee di flusso all'apice della cricca avvicinandole l'una all'altra e deformandole: linee più vicine significano più carico in una area minore e cioè una tensione più elevata. Le modalità di carico di una struttura con la presenza di difetti possono essere ricondotte ai tre modi di apertura, slittamento e strappo.

Le tensioni aumentano rapidamente all'apice della cricca ed è quindi ragionevole attendersi una certa plasticità all'apice. Per il modo I la teoria di Irwin propone una formulazione delle sollecitazioni che sono direttamente proporzionali allo *stress intensity factor*  $K$ .

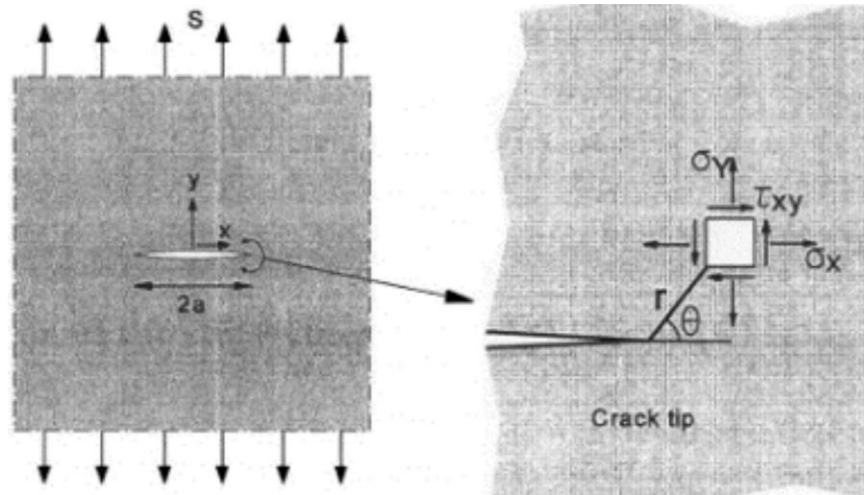


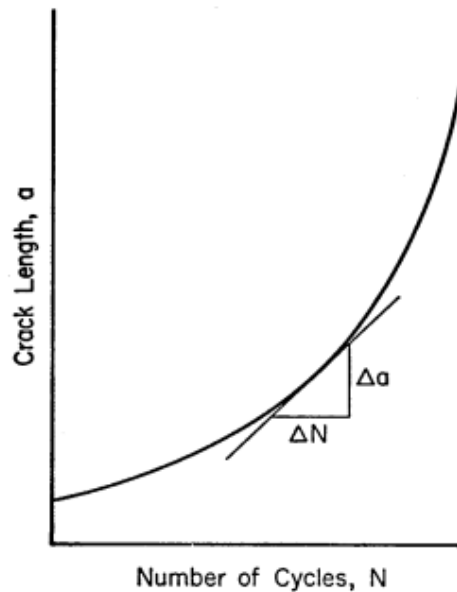
Figura 48: Orientamento degli sforzi [9]

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) \text{ e } K = S\sqrt{\pi a}$$

La assunzione fondamentale della **Meccanica della frattura lineare elastica** è che si abbia rottura mediante una propagazione di cricca senza aumento del carico applicato, ossia una propagazione instabile, quando il valore di  $K$  eguaglia la tenacità a frattura del materiale  $K_c$ . Il valore di carico critico lo si ricava dalle formule espresse.

All'apice della cricca si ha  $r=0$  che comporterebbe tensione infinita ma in realtà è limitata a quella di snervamento e quindi è presente una zona deformata plasticamente nell'intorno dell'apice della cricca.

La presenza di un carico ciclico introduce la possibilità per la cricca di aumentare la sua dimensione senza modificare il ciclo di carico applicato. Per un ciclo di carico a fatica con ampiezza costante  $\sigma_a$  si può determinare un valore di  $K$  incrementale sul ciclo in corrispondenza di  $\sigma_{max}$  e  $\sigma_{min}$  pari a  $K_{max} - K_{min}$ .



**Figure 1.4.13.1(a). Fatigue crack-growth curve.**

Figura 49: Velocità di accrescimento della cricca [19]

La velocità di accrescimento della cricca, invece, è espressa come il rapporto tra la dimensione della cricca e del numero di cicli. Essa è funzione della variazione dello *stress intensity factor*.

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta K)$$

La relazione viene approssimata inizialmente dai dati sperimentali tramite la legge di Paris:

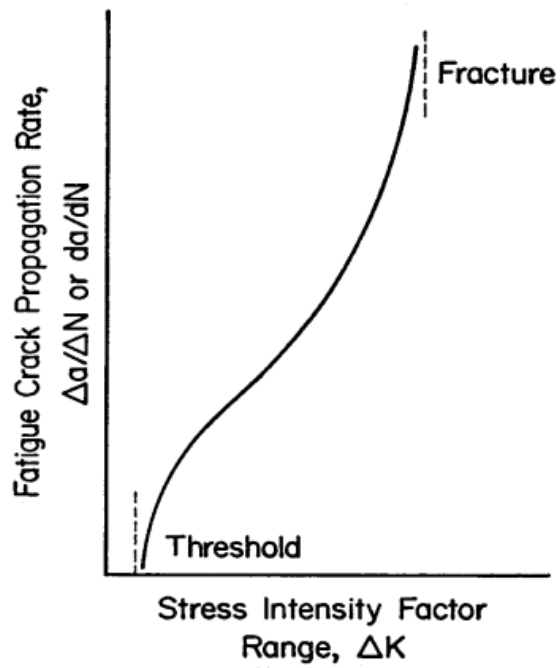
$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m$$

Per la lega di alluminio 2024 T3 si ha  $C = 1,86 * 10^{-11}6$  m/ciclo con esponente  $m = 4.06$ , usando per la lunghezza il metro e per il carico i MPa. Per carichi di ampiezza variabile è sufficiente ripetere il procedimento calcolando l'accrescimento della cricca considerando come condizione iniziale la lunghezza di cricca calcolata al passo precedente. Successivamente è subentrata la legge di *Formann* che tiene conto dell'effetto del fattore R, rateo di sforzo (*stress ratio*), pari al rapporto tra la tensione minima e la tensione massima. In definitiva la previsione di vita dei componenti viene eseguita valutando la lunghezza della cricca in funzione del numero di cicli, definendo un programma di ispezioni. Nota la legge di propagazione è possibile integrarla.

$$N_f - N_i = \int_{a_i}^{a_f} \frac{da}{f(\Delta K, R)}$$

Nel caso di carichi ad ampiezza costante si ha:

$$a_n = a_0 + \sum_{i=1}^n \Delta a_i$$



**Figure 1.4.13.1(b). Fatigue crack-growth-rate curve.**

Figura 50: Rateo di propagazione della cricca in funzione dello stress intensity factor [19]

In seguito all'applicazione di un singolo sovraccarico la zona plastica all'apice della cricca ha estensione molto maggiore rispetto alla zona plastica dovuta al carico di ampiezza costante. La cricca, muovendosi in questo campo di tensioni residue negative, visualizza un  $\Delta K_{eff}$  ancora più piccolo e quindi la velocità di propagazione diminuisce. Questo effetto spiega il cosiddetto effetto di ritardo nella propagazione della cricca in seguito all'applicazione di un sovraccarico. Se si avesse un sottocarico la zona plastica sarebbe ridotta e di conseguenza anche le tensioni residue, producendo una riduzione del ritardo nella propagazione.

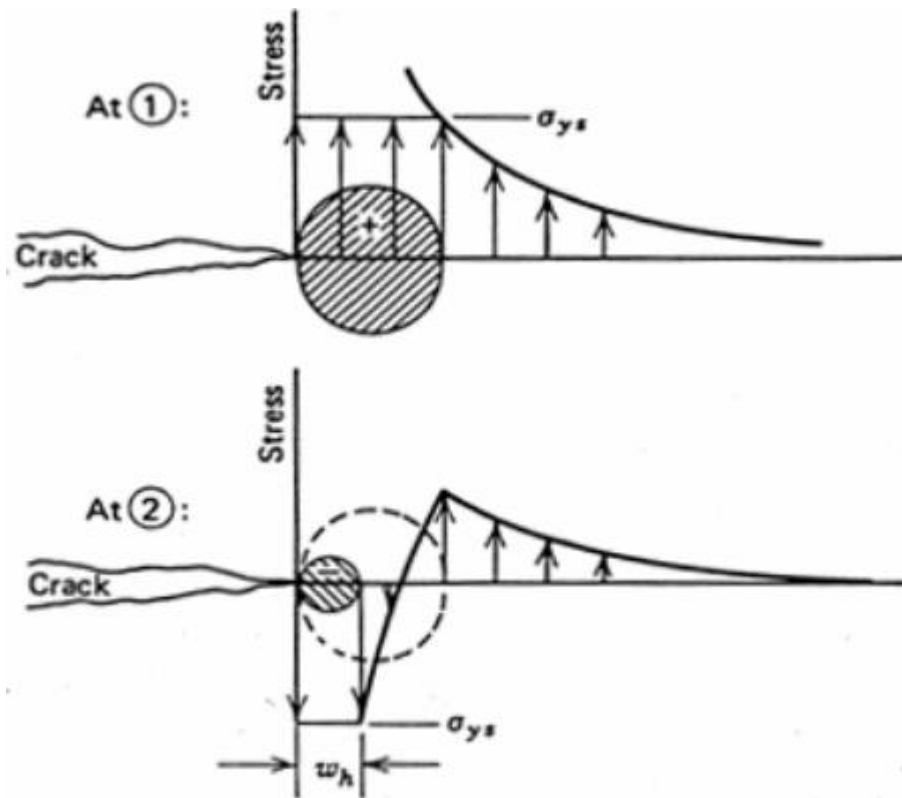


Figura 51: Zona plastica in corrispondenza della estremità di una cricca [20]

#### A.1.4 Influenza del Damage Tolerant sui materiali

La principale differenza tra la filosofia *Damage tolerance* per i materiali metallici dove è prevista una enucleazione e propagazione di cricca per fatica e dove la sollecitazione di trazione risulta essere critica, nei compositi, invece, le fratture più critiche risultano essere quelle dovute ad impatto per cui la compressione può diventare critica. I compositi CFRP possono presentare curve S-N relativamente piane e i danni hanno difficoltà a propagarsi se sottoposti agli usuali carichi operativi. La certificazione, pertanto, non può applicare i metodi visti per i materiali metallici di crescita della cricca per la dimostrazione di conformità ai criteri di *Damage tolerance*.

Nel 1988 viene alla luce un ulteriore problema legato alla propagazione del fronte delle cricche: la velocità di propagazione è decisamente incrementata dalla mutua interazione di cricche poste a distanza ravvicinata. Si viene a verificare una esplosiva decompressione durante la fase di salita alla quota di crociera, data la separazione di 5,5mm di rivestimento di fusoliera, permettendo, tuttavia, un atterraggio di emergenza. Il velivolo vanta 19 anni di attività in aria umida e corrosiva con 35496 ore di volo e 89600 atterraggi. La *Wide Spread Fatigue* studia la mutua interazione tra cricche.

## A.2 IMPOSTAZIONE DEL PROGETTO STRUTTURALE

La progettazione di un componente aeronautico affidabile risponde ai due principali criteri di *sicurezza* del volo ed *efficienza* economica del velivolo. La struttura rappresenta il legante tra queste differenti esigenze: la sicurezza

necessita di elevati livelli di integrità strutturale per l'intera vita operativa del velivolo, mentre l'efficienza economica si focalizza su strutture capaci di garantire una aeronavigabilità a lungo termine e bassi pesi operativi.

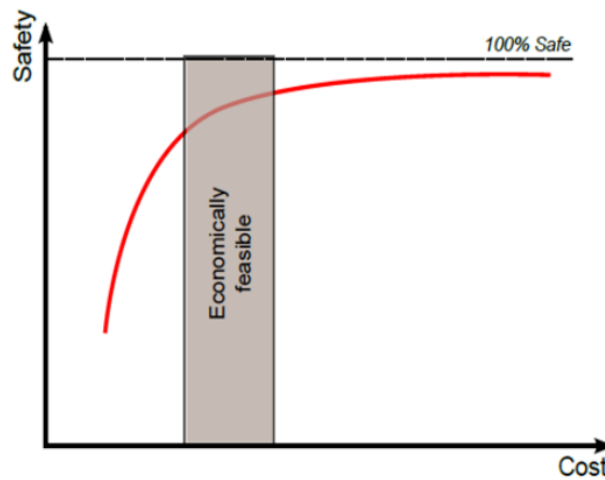


Figura 52: Relazione tra la sicurezza della struttura ed il costo associato [21]

Data la complessità degli innumerevoli requisiti di specifica, dalla aerodinamica alla propulsione, dalle strutture ai sistemi di controllo, si può affermare che il progetto di un velivolo è un problema multidisciplinare con compromessi progettuali.

Le condizioni di sicurezza sono ottenute mediante l'ausilio di calcoli di analisi strutturale, prove a terra e prove in volo, ed infine di uno studio a fatica del componente per certificare la vita operativa di quest'ultimo.

Note le condizioni di carico e di vincolo, la geometria, e i materiali, l'analisi strutturale determina lo stato di sollecitazione e di deformazione confrontandoli con gli ammissibili secondo un criterio prescelto di robustezza, rigidezza, elasticità, valutando di fatto i margini di sicurezza. Successivamente si eseguono le analisi di meccanica della frattura e di fatica, se richieste, ottenendo le tensioni residue, ed infine si definisce il tipo di controlli non distruttivi.

La *robustezza* viene definita come la capacità di sopportare i carichi. Definito il carico a contingenza come il carico massimo che si prevede la struttura debba sopportare durante la vita operativa, il criterio di robustezza prevede che il carico di robustezza, ottenuto moltiplicando per il fattore di sicurezza (*safety factor*) il carico a contingenza, debba essere supportato senza pervenire a rottura. Il carico di rottura sancisce il minimo carico al quale avviene la rottura del componente. Il criterio di *rigidezza* prevede che la struttura non debba deformarsi eccessivamente sotto i carichi di contingenza. Il criterio di elasticità afferma che scaricata una struttura a partire dai livelli di contingenza le deformazioni residue devono essere di entità ridotta, ossia senza deformazioni plastiche residue. In alcuni casi è permessa una deformazione residua del 5-10% solo se compatibile



con le funzioni che deve adempiere il componente. Tali carichi e il fattore di sicurezza sono presenti nelle normative JAR 25.30 25.303 e 25.305.

#### A.2.1 Classificazione temporale dei carichi

È possibile suddividere i carichi con discriminante la legge di variazione nel tempo [21] dei carichi. In questo caso i carichi possono essere statici, quasi-statici, dinamici. Anche in questo caso in natura esistono solo carichi dinamici. Tuttavia, alcuni carichi, pur variando nel tempo, possono essere considerati con buona approssimazione statici (o quasi).

Si definiscono *carichi statici* le forze costanti applicate alla struttura per tutta o una parte della sua vita. Normalmente si assimilano a carichi statici anche carichi variabili nel tempo, se la loro applicazione è sufficientemente lenta e si estende per un tempo sufficientemente lungo. Esempi sono la pressurizzazione, i gradienti termici e la forza peso. A causa delle variazioni positive e negative (di pressione e temperatura) queste generano un affaticamento sul componente stesso.

Si definiscono *carichi quasi statici* i carichi generati da fenomeni dinamici, ma con caratteristiche sostanzialmente simili ai carichi statici (l'origine è dinamica ma si possono valutare ancora con metodi statici). Un esempio sono le sollecitazioni centrifughe nei rotori. Infatti, la pala dell'elicottero a regime ha forza centrifuga (forza dinamica) ma che rimane costante. Ovviamente nel transitorio le forze sulla pala non possono essere considerate quasi statiche.

Si definiscono *carichi dinamici*, le forze variabili rapidamente nel tempo. Esempi di questi carichi si riscontrano nei rotori non perfettamente equilibrati oppure nei fenomeni aeroelastici nei motori a getto. Per essi vi è quindi la necessità di analisi dinamica della struttura. In presenza di carichi dinamici deve essere tenuto conto dei fenomeni di vibrazioni e risonanza.

#### A.2.2 La fatica

In ambito strutturale si pone un'attenzione primaria sulla vita operativa del componente, quali carichi siano interessati e la loro entità. Le strutture aerospaziali sono particolarmente critiche in quanto soggette a cicli di carico ripetitivi, di intensità anche inferiore ai carichi massimi, quando essi variano nel tempo. Tali carichi comportano una propria energia che viene accumulata dall'elemento strutturale, tale da determinare un affaticamento nel corso della vita operativa. Mentre la resistenza statica dipende dal valore medio dello sforzo, in presenza di carichi ciclici la vita del componente è governata dal punto più sollecitato della sezione. Ne consegue che un dimensionamento statico, per quanto conservativo, non può ritenersi sufficiente, ma va considerato solo come criterio preliminare. In prima approssimazione si ha una indipendenza del fenomeno della fatica dal tempo impiegato a compiere ciascuna alternanza di carico e da eventuali pause tra le alternanze.

Nello specifico la *fatica* è caratterizzata da un progressivo accumulo del danno sul materiale, il quale non manifesta visibilmente il difetto nella prima fase di

incubazione, cui seguono l'innesco e la conseguente propagazione della fessura. La formazione delle microcricche e la loro crescita è conseguenza del fenomeno dello scorrimento ciclico a livello cristallino, che può causare inclusioni o estrusioni di piani cristallini. La nucleazione della cricca, dominata dalle tensioni tangenziali, si manifesta sulla superficie del pezzo. In tale zona sono presenti le concentrazioni di sforzo più gravose e le imperfezioni superficiali, dovute a processi tecnologici, oppure contatto con agenti corrosivi.

Tra le diverse microcricche iniziali alcune continuano a crescere raggiungendo la dimensione di alcuni grani e la crescita si sposta su un piano ortogonale alla tensione normale massima. La formazione si ritiene conclusa quando la propagazione non dipende più dalle condizioni superficiali del pezzo. Da qui in avanti la resistenza alla crescita della cricca dipende dalle proprietà del materiale e non è più un fenomeno superficiale. In presenza di carico variabile nel tempo la cricca si propaga incrementando di dimensione a ogni ciclo di carico, sino a raggiungere, dopo un certo numero di cicli, una dimensione critica che conduce al collasso del componente.

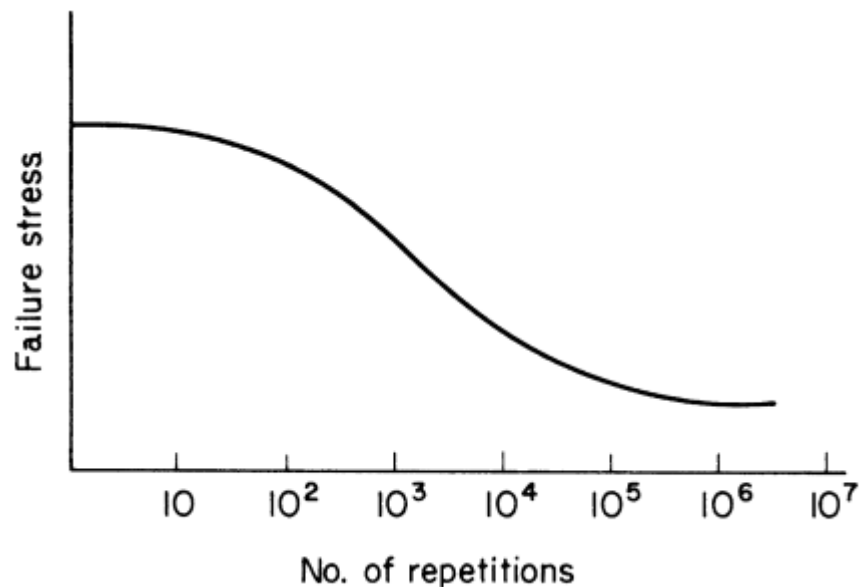


Figura 53: Tipico andamento della rottura per fatica per un dato sforzo in funzione del numero di cicli di ripetizione dello sforzo [22]

Analizzando il tipico andamento dello sforzo applicato in funzione del numero di cicli associati si evidenzia quanto un numero elevato di cicli di carico da sopportare implica una minore sollecitazione massima applicata ripetutamente. Si definisce il limite di fatica quale valore del carico ciclico al di sotto del quale la rottura non si verifica più per quanto si prolunghi la prova. Le leghe quali il *Dural* e l'*Ergal*, a differenza ad esempio dell'acciaio, non presentano un asintoto come limite di fatica, il quale viene per convenzione fissato in corrispondenza di un numero di cicli elevato dell'ordine di 10<sup>8</sup>.

Inoltre, materiali distinti sono caratterizzati da processi di propagazione della cricca distinti. Si introduce a tal fine la *tenacità*, definita come la misura della resistenza del materiale alla propagazione di una fessura. Materiali tenaci sono

caratterizzati da una elevata energia per arrivare alla rottura. Materiali fragili, invece, richiedono minore energia per giungere a rottura ed essa avviene in maniera brusca. Tale energia è definita dall'area sottesa al grafico della sollecitazione in funzione della deformazione. Tale proprietà è alla base nella scelta della lega di alluminio nella progettazione della struttura di un prodotto aeronautico come l'elicottero. A differenza dell'ala fissa l'elicottero compie un numero di cicli mediamente superiore, ragion per cui è fortemente soggetto all'affaticamento della struttura. Come presentato nel capitolo introduttivo sull'elicottero, elementi come longheroni e centine sono realizzati in lega di alluminio.

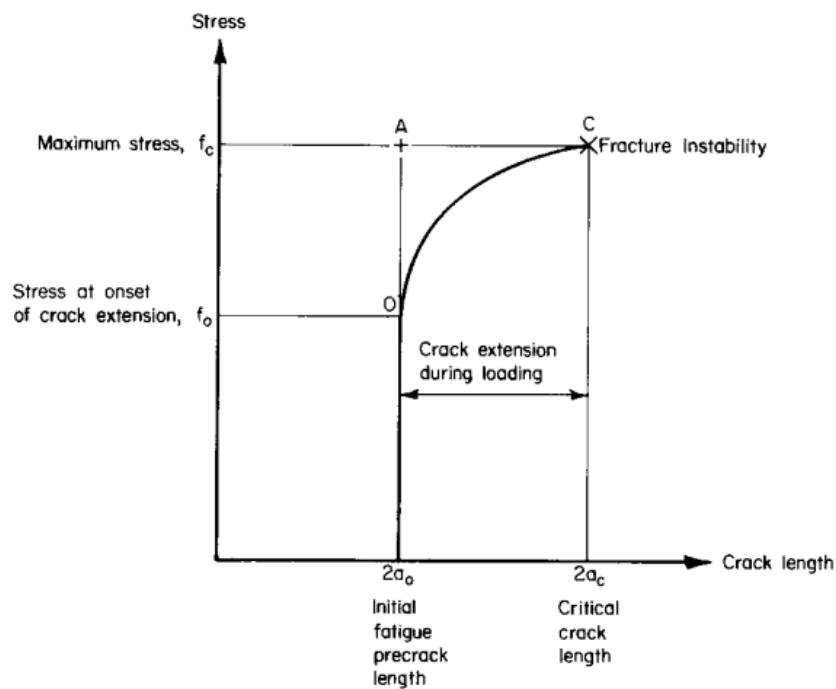


Figura 54: Curva di crescita della cricca [19]

La rottura per fatica è caratterizzata dalla assenza quasi totale di deformazioni plastiche macroscopiche e da una superficie di rottura perpendicolare alla direzione del carico. Sono visibili tre parti caratteristiche. Esse sono il punto di innesco, la zona in cui è avvenuta la propagazione per fatica con la presenza di striature prodotte dai singoli cicli di carico e riduzione della sezione resistente, ed infine la zona nella quale è avvenuta la rottura finale per raggiunti limiti di resistenza.

Riassumendo, gli aspetti coinvolti nella progettazione a fatica sono molteplici. La predizione del limite di fatica e del ciclo di sviluppo della cricca, dalla nascita sino alla *failure* finale, necessita la verifica da parte di test. Il raggiungimento di questa conoscenza è frutto di differenti fattori, quali lo studio del design, dalla geometria ai materiali, i calcoli degli stress e le relative costanti supportati dai test e dai dati già in possesso, ed infine la conoscenza dello spettro di carico in funzione della vita operativa dell'elemento. Quanto detto è riassunto in figura in maniera schematica.

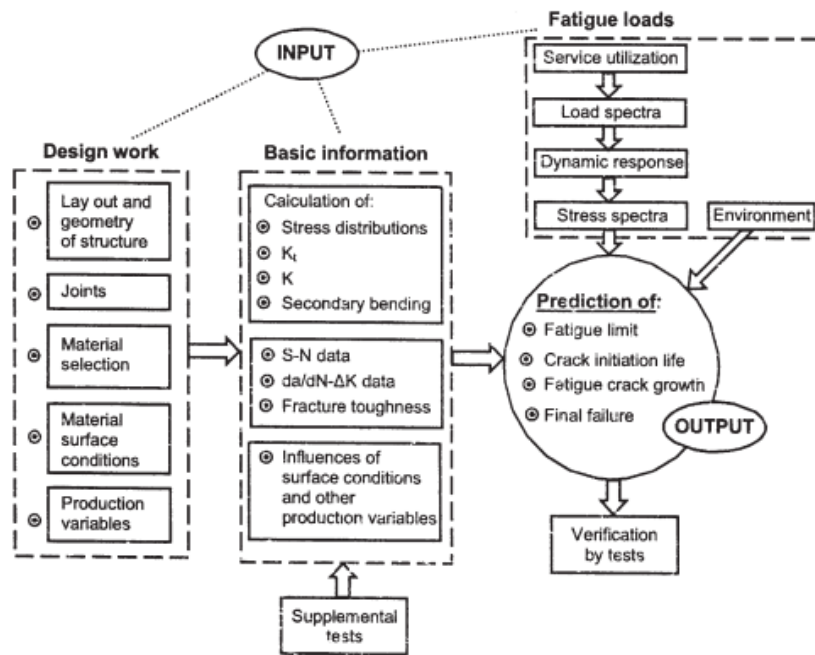


Figura 55: Progetto a fatica [23]

### A.2.3 Curve di Wöhler

Le curve di Wöhler sono diagrammi di sollecitazione e numero di cicli, utilizzate per determinare la vita a fatica dei componenti o dei materiali sottoposti ad un carico ad ampiezza costante (*Constant amplitude load*). Le curve sono ottenute tramite prove, effettuate a parità di sforzo statico, e graficate con ordinata lo sforzo alternato  $\sigma_a$  e in ascissa il numero di cicli  $N$  a cui si è riscontrata la rottura. In pratica si considera un provino sottoposto ad un carico assiale alternato, che giunto ad un certo numero di cicli di carico si rompe anche se nominalmente ci si trova al di sotto dello sforzo di rottura statica del materiale.

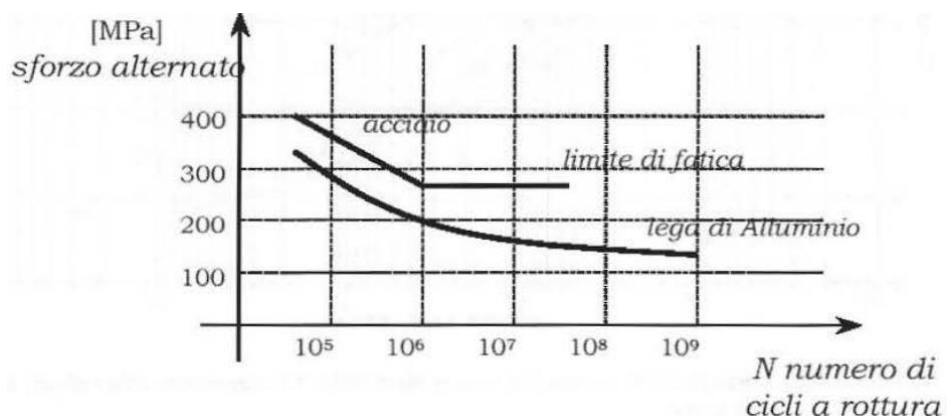


Figura 56: Diagramma Sollecitazione- Numero di cicli [9]

Materiali come l'acciaio presentano un asintoto orizzontale denominato limite di fatica, al di sotto del quale non si manifestano rotture. Le leghe di alluminio, al contrario ne sono prive, e come limite viene assunto il valore assunto a un valore determinato di numero di cicli,  $10^8$  nello specifico. Il limite di fatica rilevato per il materiale è maggiore rispetto a quello relativo al componente reale in

conseguenza di fattori quali le dimensioni, la tipologia di carico, la presenza di intagli e di fori, la finitura superficiale, i trattamenti superficiali. Si introduce, pertanto, un *fattore di riduzione degli sforzi* che quantifica l'effetto complessivo dei principali fattori che quantificano la vita a fatica. La concentrazione degli sforzi è funzione della curvatura dell'intaglio, minore è il raggio di curvatura, più alti sono gli sforzi attorno al bordo, che rappresenta una zona di probabile formazione della cricca. Si osserva una riduzione della vita e un abbassamento del limite di fatica. In merito alla geometria si osserva un limite di fatica più grande quando il diametro del provino è più piccolo. Infatti, essendo la propagazione di cricche un fenomeno superficiale, i provini con diametri maggiori presentano una superficie maggiore e quindi una maggiore probabilità di nucleazione di cricche.

La presenza del fenomeno corrosivo produce una riduzione della vita a fatica più evidente a bassi valori di stress con notevole abbassamento del limite di fatica. Siccome il fenomeno corrosivo è dipendente dal tempo il suo effetto è più importante per carichi a bassa frequenza.

#### A.2.4 Spettro di carico

Un aspetto cruciale nella determinazione della vita a fatica delle strutture risiede nell'incertezza dei livelli di sollecitazione presenti nella struttura che non sono mai ad ampiezza costante nel tempo. Occorre individuare tutte le condizioni di carico che mediamente un velivolo potrà incontrare nella sua vita operativa e la relativa frequenza per poter rappresentare e simulare al meglio la vita operativa del velivolo per la stima della sua resistenza a fatica determinando il cosiddetto spettro di carico. Il primo passo consiste nell'individuare i profili di missione tipici per il velivolo in esame. Ogni profilo è caratterizzato da diversi pesi totali, con diversa distribuzione delle masse, tempi di volo, quote e velocità di crociera. Per velivoli ad ala rotante la definizione di uno spettro di carico risulta essere praticamente impossibile. Mentre per l'aereo il profilo di missione risulta piuttosto standardizzato nelle sue fasi evolutive, con a disposizione un quantitativo cospicuo di dati statistici su velivoli simili, sull'elicottero una simile considerazione non risulta essere applicabile. In primis per la complessità di questa macchina che si inserisce in quel ventaglio di attività non accessibili all'aereo. All'elicottero viene, difatti, chiesto di operare negli ambienti più ostili e impervi, seppur a quote molto inferiori, sostenendo sforzi e vibrazioni tipici di tale classe di velivoli. La standardizzazione, che sugli aerei permette una certa equiparazione tra i vari esemplari di un modello, non si riflette sull'elicottero: ogni singolo esemplare è una macchina a sé stante, con soluzioni progettuali e costruttive anche differenti. La ragione di questa distinzione risiede nell'impiego cui esso è soggetto. Un determinato elicottero come l'AW139, studiato per missioni *offshore* viene successivamente riconfigurato per mansioni diverse come l'elisoccorso. Le attrezzature in uso, i carichi agenti, i cicli decollo-atterraggio non sono sovrapponibili, nemmeno confrontando due esemplari operanti nella medesima missione. Tenendo conto di quanto esposto, un'omologazione dei cicli di carico nel settore elicotteristico è assai più difficile definirla. Il progetto di un elicottero,

come suggerito da tecnici professionisti, necessita di un'analisi al dettaglio più articolata.

#### A.2.5 Tecniche Non Distruttive

Le tecniche non distruttive possono essere applicate sia a materiali metallici quanto ai non metallici. Il vantaggio principale è di non influire sulle caratteristiche fisiche e meccaniche del campione soggetto al test. Si sottolinea, inoltre, la presenza di un ampio ventaglio di prove non distruttive in quanto nessuna di esse è in grado di fornire un'informazione completa. Occorre, pertanto, utilizzare la tecnica più adatta o anche più di una in modo complementare. Tra le tecniche non distruttive più diffuse per la rilevazione di difetti superficiali si hanno la tecnica del *Potential Drop*, il metodo delle particelle magnetiche e la tecnica di ispezione con i liquidi penetranti, nonché quella ottica, analizzando delle immagini. L'applicazione dell'una o dell'altra tecnica è naturalmente soggetto anche alla disponibilità economica dell'ente che si occupa del mantenimento del velivolo in stato di sicurezza.

## A.3 SCELTA DEL MATERIALE

### A.3.1 Introduzione ai materiali

I settori aeronautico ed aerospaziale sono noti per essere tra i più all'avanguardia nella ricerca della miglior tecnologia da applicare sulla molteplicità di componenti coinvolti nella realizzazione di un progetto. Le strutture devono essere funzionali, rispettando i criteri di sicurezza imposti dalla normativa, al minor costo specifico possibile, tanto per l'ala fissa quanto per l'ala rotante. Quanto detto impone l'utilizzo di un ampio ventaglio di materiali, dai più resistenti ai più malleabili, in risposta alle innumerevoli condizioni di volo cui è soggetta la struttura nel corso della sua intera vita operativa.

La ricerca del materiale più idoneo per ogni componente è un processo lungo e articolato, partendo dalla definizione dei requisiti principali di ogni parte strutturale sino alla fase di selezione del materiale sfruttando i vincoli di resistenza agli sforzi e le condizioni ambiente imposte ad ogni pezzo analizzato. Si effettuano calcoli per la definizione dei vincoli entrando nel vivo della fase di *screening*, identificando un numero più ristretto di materiali. Successivamente si stila una graduatoria assegnando una priorità e un punteggio ad ogni proprietà, in funzione della richiesta da rispettare.

### A.3.2 Il Material Index

Il progetto di un elemento strutturale è caratterizzato da tre elementi principali: un requisito funzionale ( $F$ ), la geometria ( $G$ ) e il materiale di cui è fatto ( $M$ ). La prestazione ( $P$ ) è descritta da una equazione nella forma:

$$P = f(F, G, M)$$

La quantità  $P$  descrive alcuni aspetti relativi alle prestazioni del componente, la massa, il volume, il costo etc. Il progetto ottimale consiste nella selezione del materiale, della geometria che massimizzano o minimizzano  $P$  in accordo ai requisiti. Spesso i tre gruppi di parametri sono separabili e quindi la equazione descrittiva risulta:

$$P = f_1(F)f_2(G)f_3(M)$$

Nel caso di variabili separabili la scelta ottimale del materiale diventa indipendente dai dettagli progettuali, sarà sempre ottimo per tutte le geometrie  $G$  e per tutti i valori del requisito funzionale  $F$ . La funzione  $f_3(M)$  viene chiamata coefficiente di efficienza del materiale o *material index*. [21]

### A.3.3 Progetto a resistenza, a rigidità e a buckling

Il requisito funzionale necessita di un'analisi della resistenza, della rigidità, e della instabilità del componente in esame. Si andranno ad analizzare dei parametri opportuni per definire la bontà di uno o dell'altro materiale.

Partendo dalla resistenza, essa è legata alle sollecitazioni che il corpo deve essere in grado di subire in funzione della massa e della geometria specifica. Si consideri un'asta o un pannello trazionati, rispettanti il vincolo della lunghezza  $L$  specificata e la richiesta di reggere il carico ultimo senza rottura. L'obiettivo è quello di assolvere a tale funzione minimizzando la massa. La massa è data dal prodotto tra la densità e il volume, a sua

volta definito dalla lunghezza  $L$  e dalla sezione  $A$ ; l'unico grado di libertà è la sezione  $A$ . L'obiettivo vincola le tensioni a essere minori di quella ultima:

$$\frac{F}{A} \leq \sigma_{tu}$$

Da tale relazione si ottiene:

$$m \geq FL \left( \frac{\rho}{\sigma_{tu}} \right)$$

Di conseguenza la massa è minima se è massimo l'indice  $\left( \frac{\sigma_{tu}}{\rho} \right)$ .

La rigidità definisce in pratica le deformazioni ammissibili. Rispetto a prima, la richiesta è che il componente regga la sollecitazione mantenendo le deformazioni al di sotto di un valore limite. L'obiettivo è quello di assolvere a tale funzione minimizzando la massa. le deformazioni sono vincolate ad essere minori di quella associata alla tensione ultima:

$$\frac{F}{EA} \leq \varepsilon^*$$

Da tale relazione si ottiene:

$$m \geq \frac{F}{\varepsilon^*} L \left( \frac{\rho}{E} \right)$$

Di conseguenza la massa è minima se è massimo l'indice  $\left( \frac{E}{\rho} \right)$ .

In aggiunta ai vincoli sulle sollecitazioni e le deformazioni, l'elemento strutturale deve essere in grado di reggere i carichi di compressione senza andare in instabilità.

$$F \leq F_{crit} = k \frac{\pi^2 EI}{L^2}$$

Dove  $k$  dipende dalla condizione di vincolo. Per una sezione circolare, ad esempio, il momento di inerzia vale  $I = \frac{\pi r^4}{4} = \frac{A^2}{4\pi}$  e quindi si ottiene:

$$m \geq \left( \frac{4}{k\pi} \right)^{\frac{1}{2}} \left( \frac{F}{L^2} \right)^{\frac{1}{2}} L^3 \left( \frac{\rho}{E^{\frac{1}{2}}} \right)$$

Di conseguenza la massa è minima se è massimo l'indice  $\left( \frac{E^{\frac{1}{2}}}{\rho} \right)$ .

Per un pannello compresso, invece, il discorso è analogo. Per la massa si ha:

$$m \geq \left( \frac{1}{k} \right)^{\frac{1}{3}} (F)^{\frac{1}{3}} (L^3 b^4)^{\frac{1}{3}} \left( \frac{\rho}{E^{\frac{1}{3}}} \right)$$

Di conseguenza la massa è minima se è massimo l'indice  $\left( \frac{E^{\frac{1}{3}}}{\rho} \right)$ .



Tabella 6: Indici di merito adimensionalizzati [21]

Materiale	$E/\rho$	$\sigma_{tu}/\rho$	$\sigma_{ty}/\rho$	$E^{1/2}/\rho$	$E^{1/3}/\rho$
Alluminio puro	0.99	0.20	0.11	1.02	1.02
2024-T3	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
7075-T6	0.99	1.22	1.56	0.99	1.00
Titanio puro	0.89	0.32	0.33	0.74	0.70
Ti-6al-4V	0.99	1.19	1.59	0.78	0.73
Acciai comuni	1.03	0.45	0.41	0.61	0.51
Acciai alta resistenza	1.03	1.34	1.79	0.61	0.51

Dalla tabella si deduce che gli indici a resistenza e a rigidezza delle leghe di alluminio hanno valori comparabili con l'acciaio, quello che porta a preferire le leghe di alluminio in campo aeronautico è il migliore comportamento a buckling.

#### A.3.4 Normativa sui materiali

La normativa, in materia di caratteristiche meccaniche dei materiali presenti, consiglia l'uso di diversi documenti di enti aeronautici americani, civili e militari, a seconda del materiale considerato. Nel caso di materiali metallici, la normativa si basa sul documento MIL-HDBK-5 "*Metallic materials and elements for flight vehicle structures*" del Ministero della Difesa americano.

Considerando la normativa europea CS 23.613, si afferma che le proprietà di resistenza del materiale devono essere basate su sufficienti test per avere almeno a livello statistico dei valori di progetto. I valori di progetto devono essere scelti per minimizzare la probabilità di cedimenti strutturali a causa della variabilità del materiale.

Per l'ottenimento della certificazione di una struttura in composito, invece, le normative richiedono l'impiego dei cosiddetti ammissibili di progetto. Gli ammissibili vengono ricavati grazie ad un'analisi statistica dei dati sperimentali ricavati da una campagna di prove di caratterizzazione del materiale impiegato. Si tratta di più di 4000 prove di laboratorio condotte su provini del medesimo materiale per l'ottenimento delle proprietà a livello di lamina. Questa campagna costituisce soltanto il gradino più basso del complesso di prove richieste per la certificazione. Ogni minimo cambiamento apportato alla composizione del materiale, alla stratificazione del laminato o alla procedura di fabbricazione vanifica tutte le prove svolte fino a quel momento e impone di iniziare da capo o di integrare la campagna di caratterizzazione.

## BIBLIOGRAFIA

---

- [1] AgustaWestland, «"Training publication",» 2014.
- [2] «<https://it.wikipedia.org>,» [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/CHC\\_Helikopter\\_Service\\_Flight\\_241](https://en.wikipedia.org/wiki/CHC_Helikopter_Service_Flight_241). [Consultato il giorno 2021].
- [3] L.Moscatelli, «"Progettazione di un interno EMS e di un sedile aeronautico per un elicottero AW139 adibito all'elisoccorso",» 2012.
- [4] Leonardo, «leonardocompany,» [Online]. Available: <https://www.leonardocompany.com/en/air/helicopters>. [Consultato in data 2021].
- [5] EASA, «Annual Safety Review,» 2020.
- [6] F. A. Administration, «"Helicopter Flying Handbook",» 2012.
- [7] «ilVolo.it,» 2009. [Online]. [Consultato in data 2021].
- [8] «ainonline,» [Online]. Available: <https://www.ainonline.com/aviation-news/aviation-international-news/2010-02-22/manufacture-promises-new-booms-aw139>. [Consultato il giorno 2021].
- [9] G.Romeo, «Slides del corso di "Progetto di Aeromobili",» 2019.
- [10] «[www.wikipedia.org](http://www.wikipedia.org),» [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/CHC\\_Helikopter\\_Service\\_Flight\\_241](https://en.wikipedia.org/wiki/CHC_Helikopter_Service_Flight_241). [Consultato in data 2021].
- [11] AAIB, «"Report on the accident to Aerospatiale (Eurocopter) AS332 L2 Super Puma, registration G-REDL 11 nm NE of Peterhead, Scotland on 1 April 2009",» 2011.
- [12] EASA, «Certification Specification 29 Amendment 8,» 2020.
- [13] EASA, «[easa.europa.eu](http://easa.europa.eu),» 2012. [Online]. Available: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/ED%20Decision%202012-022-R.pdf>.
- [14] M. A.Cesaroli, «<http://www.fa-fe.com>,» [Online]. Available: [http://www.fa-fe.com/files/pdf/libri\\_articoli/it/10\\_L\\_alluminio\\_e\\_le\\_sue\\_leghe.pdf](http://www.fa-fe.com/files/pdf/libri_articoli/it/10_L_alluminio_e_le_sue_leghe.pdf). [Consultato in data 2021].
- [15] M. D. Sciuva, «Slides del corso di "Strutture aeronautiche",» 2019.
- [16] G.Petrucci, «"Lezioni di Costruzioni di Macchine"».

- [17] Swift, «"Damage tolerance in pressurized fuselages",» 1987.
- [18] L. M. S. B. a. E. A. R.J.H. Wanhill, «"Milestone Case Histories in Aircraft Structural Integrity",» 2015.
- [19] Department of Defense, "Metallic Materials and element for Aerospace Vehicle Structures", 2003.
- [20] S. Y. Lee, «"Effects of Overload and Underload on Internal Strains/Stresses and Crack Closure during Fatigue-Crack Propagation",» 2009.
- [21] E. Cestino, «Slides del corso di "Costruzioni aeronautiche"».
- [22] T. Megson, "Aircraft structures for engineering students", 2017.
- [23] J. Schijve, "Fatigue of structures and materials", Boston: Kluwer Academic Publishers, 2001.
- [24] L.Mascolo, «"Materiali per l'industria aeronautica"».
- [25] «people.unica.it,» [Online]. [Consultato in data 2021].
- [26] Airgreen.srl, «airgreen.it,» [Online]. Available: <http://www.airgreen.it/index.php/it/azienda/flotta>. [Consultato in data 2021].
- [27] F. A. Administration, «FAR 23,» 2009.
- [28] J. Schijve, "Fatigue of structures and materials in the 20th century and the state of art", Delft, 2002.