POLITECNICO DI TORINO

CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Tesi di Laurea Magistrale

Politecnico di Torino

Studio sulle metodologie manutentive e di diagnostica adottate per il monitoraggio dell'impatto delle vibrazioni in ambito elicotteristico

Relatore:
Prof. Manuela Battipede

Correlatore:
Ing. Claudio Pioli

Referente aziendale:
Ing. Fabrizio Fresia

Candidato:
Caudera Davide

Aprile 2023

AIRGREEN

Ai miei genitori, ai miei parenti, a tutti i famigliari

e a tutte le persone che mi vogliono bene.

Sommario

Gli elicotteri sono macchine estremamente complesse e per loro stessa natura soggette ad un numero particolarmente elevato di vibrazioni aventi una gamma estremamente estesa di frequenze ed ampiezze, le quali, oltre ad influenzare in maniera negativa il comfort dei passeggeri e dell'equipaggio, ne limitano spesso l'impiego in aree urbane a causa delle elevate emissioni acustiche legate alle vibrazioni stesse.

Com'è ovvio, tali vibrazioni, generano elevati livelli di stress che possono essere fonte di gravi problematiche legate alla safety poiché la struttura è sottoposta al fenomeno della fatica con conseguente possibile formazione e successiva propagazione di cricche. Per questo motivo, gli interventi ispettivi periodici si rivelano essere essenziali non solo per il monitoraggio strutturale della macchina, allo scopo di prevenire rotture improvvise potenzialmente catastrofiche, ma anche per evitare l'insorgere di inconvenienti e verificare il funzionamento ottimale di tutti i sottosistemi.

In quest'ottica si sono ormai largamente diffusi gli apparati definiti con l'acronimo HUMS (Health and Usage Monitoring System), i quali sono sistemi di monitoraggio basati su sensori in grado di tenere continuamente sotto controllo i livelli di vibrazione, e di conseguenza l'usura, dei componenti da cui queste sono generate.

In questo elaborato, partendo da un'esperienza di tirocinio trascorsa presso l'azienda Airgreen S.r.l., una delle maggiori realtà imprenditoriali italiane nel campo del trasporto elicotteristico, si esaminerà sia dal punto di vista teorico che da quello pratico il problema della propagazione delle cricche e dell'affaticamento dei materiali sottolineando come la manutenzione sia essenziale per garantire il corretto funzionamento e la sicurezza della macchina.

La tesi si divide in più capitoli.

La prima parte comprende una breve descrizione dell'azienda concentrandosi, in particolare, sulla manutenzione in ambito elicotteristico e sul lavoro dell'ufficio tecnico.

Il secondo capitolo analizza in maniera approfondita il problema della propagazione delle cricche e il fenomeno della fatica dei materiali dovuta alla presenza di carichi variabili in maniera ciclica generati sia dalle operazioni di volo che dal funzionamento degli organi meccanici, il loro sommarsi porta ad uno spettro totalmente randomico.

Il terzo capitolo tratta il tema delle vibrazioni in ambito elicotteristico, argomento molto discusso data la sua importanza, analizzando quelle che sono le frequenze delle vibrazioni tipiche a cui è soggetta la macchina e distinguendo quest'ultime in massiche e aerodinamiche.

Il quarto capitolo prevede un'analisi più accurata dei già citati sistemi HUMS, descrivendone nel dettaglio, oltre al funzionamento e disposizione dei sensori, anche il modo in cui avvengono la registrazione e l'elaborazione dei dati acquisiti.

Il quinto capitolo illustra le differenti tipologie di rotori con le relative caratteristiche descrivendo i diversi aspetti degli interventi manutentivi di tracking e bilanciamento. Dai primi metodi empirici, quali l'asta bandiera e le carte polari si passerà a metodi più moderni e sofisticati.

A conclusione di questo elaborato verranno riportate le procedure più avanzate oggi adottate per il tracking ed il bilanciamento dei rotori attraverso l'analisi dei dati ricavati in volo dai sistemi VHM ed HUMS con l'ausilio di programmi appositi come l'Heliwise.

Indice

Capitolo 1: Airgreen srl

1.1 Introduzione 1
1.2 EASA Part 145 3
1.3 CAMO 4
1.4 Manutenzione 5
1.4.1 Gestione della manutenzione 7
1.4.2 Manutenzione di base e di linea 9
1.5 Ufficio tecnico 11
1.6 Service Bulletins (SB) 14
1.7 Prescrizioni di Aeronavigabilità (PA) 17

Capitolo 2: Damage tolerance

2.1 Safety 19
2.2 Filosofie di progetto 20
2.3 La fatica 23
2.4 Propagazione delle cricche 25
2.5 Interventi manutentivi sulle cricche 28

Capitolo 3: Dinamica e controllo delle vibrazioni

3.1 Le vibrazioni 29
3.2 Misura delle vibrazioni 33
3.3 Frequenze 35

Capitolo 4: Sistemi diagnostici

4.1 Health and usage monitoring system (HUMS) 37
4.2 Vibration health monitoring (VHM) 38
4.3 AW139 HUMS 41

Capitolo 5: Procedure di correzione e mitigazione delle vibrazioni

5.1 Il rotore 51
5.2 Tracking 54
5.2.1 Metodi di visualizzazione dello sdoppiamento di traccia 57
5.3 Bilanciamento 60
5.4 Sistema RTB AW139 64
5.4.1 Tail rotor 68
5.5 Acquisizione dati sistema RTB 70
5.6 Heliwise 73

Conclusioni **79**

Appendice

A1 AW189 HUMS 81
A2 AW139 sensors 88
A3 Procedura RTB completa 96

Bibliografia e sitografia **99**

Ringraziamenti **103**

Elenco delle figure

Figura 1: base operativa Airgreen di Cafasse (TO)

Figura 2: stemma elisoccorso regione Piemonte sulla portiera di un elicottero AB412

Figura 3: stemma della ditta Airgreen approvata a Part 145

Figura 4: stemma della ditta Airgreen certificata come ditta CAMO

Figura 5: gestione del programma di manutenzione secondo Part M

Figura 6: licenze di manutentore aeronautico

Figura 7: esempio di ordine di lavoro

Figura 8: esempio pagina riassuntiva di un rapporto di lavoro

Figura 9: esempio di riammissione in servizio

Figura 10: esempio di Emergency Alert Service Bulletin di Leonardo Helicopters

Figura 11: esempio di Emergency Alert Service Bulletin di Airbus Helicopters

Figura 12: esempio di Prescrizione di Aeronavigabilità rilasciata da ENAC

Figura 13: esempio di Airworthiness Directive di EASA

Figura 14: incidente occorso ad un elicottero Agusta A-109E

Figura 15: esempio di struttura fail-safe

Figura 16: staffa di fissaggio installata in un punto critico e dunque progettata secondo filosofia safe-life

Figura 17: diagramma di Wöhler

Figura 18: cricca formata in corrispondenza del piano di coda di un elicottero AW139

Figura 19: schematizzazione di una cricca ellittica che porta all'intensificazione degli sforzi

Figura 20: curva della crescita della cricca ricavata sperimentalmente

Figura 21: curva di Paris

Figura 22: esempio di cricca con fori per bloccarne la propagazione

Figura 23: intervento di incollaggio di un pannello sostituito a seguito della presenza di una cricca

Figura 24: andamento nel tempo delle vibrazioni

Figura 25: andamento del livello vibratorio in funzione della velocità

Figura 26: tipologie di vibrazioni

Figura 27: esempio di spettro di potenza o Power Spectral Density (PSD)

Figura 28: frequenze di vibrazione tollerabili dal corpo umano

Figura 29: diagramma delle vibrazioni verticali sostenibili dal corpo umano per il mantenimento dell'efficienza

Figura 30: sottofunzioni del sistema VHM

Figura 31: esempi di sensori installati a bordo di un AW139

Figura 32: architettura sistema HUMS AW139

Figura 33: accelerometri della trasmissione principale di un AW 139

Figura 34: accelerometri posizionati sulla trasmissione del rotore di coda di un AW 139

Figura 35: tachimetro del rotore principale

Figura 36: gerarchia pagine dell'MCDU

Figura 37: AW139 HUMS operations

Figura 38: System Status Synoptic Chart

Figura 39: legenda per la visualizzazione di anomalie e failure

Figura 40: visualizzazione dei dati ricavati dal sensore A01

Figura 41: trend delle vibrazioni con andamento anomalo che potrebbe essere indice di eccessiva usura

Figura 42: trend delle vibrazioni con andamento anomalo che potrebbe essere indice di una rottura

Figura 43: trend delle vibrazioni con andamento stabile

Figura 44: trend delle vibrazioni con andamento che evidenzia un miglioramento a seguito di un intervento manutentivo

Figura 45: cerniere di flappeggio, brandeggio e pitch

Figura 46: dettaglio del rotore bipala semirigido dell’elicottero Bell 47

Figura 47: dettaglio di un rotore articolato

Figura 48: dettaglio di un rotore hingeless

Figura 49: dettaglio di un rotore bearingless

Figura 50: tipologie di alette di compensazione

Figura 51: dettaglio delle alette compensatrici sulla pala di un AB412

Figura 52: attrezzatura necessaria per la regolazione delle trim tab

Figura 53: procedura di regolazione delle tim tab

Figura 54: pitch change link

Figura 55: dettaglio sulle tacche di regolazione delle pitch links

Figura 56: attrezzatura utilizzata per il metodo della traccia a inchiostro

Figura 57: attrezzatura utilizzata per il metodo dell'asta bandiera

Figura 58: utilizzo della lampada stroboscopica

Figura 59: sistema combinato Vibrex 2000: velocimetro laterale e pickup ottico

Figura 60: centralina e lampada Strobex in dotazione all'operatore

Figura 61: cassetta dei pesi per il bilanciamento

Figura 62: diagramma polare

Figura 63: carta di bilanciamento di un rotore bipala con le relative correzioni

Figura 64: utilizzo delle carte polari

Figura 65: inserimento dei pesi di bilanciamento nel rotore principale

Figura 66: inserimento dei pesi di bilanciamento nel rotore di coda

Figura 67: configurazione magnetic pick up del rotore principale

Figura 68: magnetic pick up

Figura 69: RTB tracker installato a bordo di un AW139

Figura 70: dettagli pale elicottero AW139 e balance chart

Figura 71: velocimetri installati nel cockpit

Figura 72: striscia riflettente posizionata sulla pala bersaglio del rotore di coda

Figura 73: posizione accelerometri sul rotore di coda di un AW139

Figura 74: configurazione delle fotocellule del rotore di coda

Figura 75: schema di installazione dei pesi di bilanciamento nel rotore di coda

Figura 76: schema CDU display

Figura 77: sequenza del processo visualizzato sul CDU display

Figura 78: slot per l’inserimento della scheda PCMCIA a bordo dell'elicottero

Figura 79: schermata principale del software di gestione del sistema HUMS

Figura 80: schermata relativa al sistema RTB

Figura 81: icona Heliwise

Figura 82: scheda PCMCIA e relativo lettore

Figura 83: schermata principale del programma Heliwise

Figura 84: visualizzazione dei risultati relativi al tracking ed al bilanciamento per via grafica e numerica

Figura 85: correzioni suggerite e visualizzazione tramite grafico del risultato atteso

Figura 86: correzione per il bilanciamento del rotore attuata tramite aggiunta di masse compensatrici

Figura 87: visualizzazione tramite grafico del risultato predetto a seguito dell’attuazione delle correzioni suggerite

Figura 88: RTB Heliwise report

Figura A1: AW189 MDS sensors architecture

Figura A2: AW189 data management architecture

Figura A3: AW189 main gearbox assembly accelerometers

Figura A4: AW189 TVM sensor layout

Figura A5: AW189 tail rotor accelerometer

Figura A6: AW189 fuselage avionics bay mono-axial accelerometer

Figura A7: AW189 swashplate accelerometer

Figura A8: AW189 main rotor tracker

Figura A9: AW189 main rotor azimuth

Figura A10: AW189 RTB & SVM sensors layout

Figura A11: AW189 MCDU pages hierarchy

Figura A12: sensore a1, engine1 input location

Figura A13: sensore a2, engine2 input location

Figura A14: sensore a3, annulus gear forward location

Figura A15: sensore a4, annulus gear right location

Figura A16: sensore a5, annulus gear aft location

Figura A17: sensore a6, tail drive shaft take off location

Figura A18: sensore a7, tail drive shaft hanger bearing location

Figura A19: sensore a8, IGB accelerometer location

Figura A20: a9 accelerometer location

Figura A21: a10 accelerometer location

Figura A22: a11 accelerometer location

Figura A23: a21 accelerometer location

Figura A24: a22 and a23 accelerometer location

Figura A25: main rotor tachometer

Figura A26: tail rotor tachometer

Figura A27: drive train tachometer

Figura A28: visualizzazione dei risultati relativi al tracking e al bilanciamento per via grafica e correzioni suggerite

Figura A29: visualizzazione dei risultati relativi al tracking ed al bilanciamento per via numerica

Figura A30: schermata completa di Heliwise

Figura A31: risultati numerici relativi alle correzioni inserite nel software in modalità di inserimento manuale

Figura A32: dettaglio delle correzioni inserite manualmente dall'operatore

Capitolo 1

AIRGREEN SRL

1.1 INTRODUZIONE

Airgreen S.r.l, con sede legale ed amministrativa in Robassomero (TO), viene fondata nel 1986 e nasce inizialmente come società impegnata nel settore elicotteristico per il trasporto di materiale sul territorio alpino piemontese, come il trasporto di materie prime per la ricostruzione di baite ed alpeggi e l'idrosemina per il recupero di aree devastate da incendi.

Nel dicembre dello stesso anno l'azienda ottiene la certificazione RAI (Registro Aeronautico Italiano) quale ditta esercente autorizzata ad eseguire per i propri aeromobili le operazioni di piccola manutenzione. Successivamente, nel dicembre 1989, ottiene dal RAI la certificazione quale impresa di manutenzione, sia per i propri aeromobili che per elicotteri di terzi.

L'entrata in vigore, a partire dal 01/01/1994, del regolamento CEE (Comunità Economica Europea), sull'armonizzazione dei requisiti tecnici delle imprese di manutenzione nell'ambito dell'aviazione civile, ha comportato la ristrutturazione tecnica della società, rendendo pertanto necessario riqualificare l'impresa di manutenzione mediante l'introduzione del sistema qualità aziendale, l'addestramento del personale, l'emissione del manuale dell'impresa di manutenzione (M.O.E.); ciò ha consentito di ottenere, in data 22/12/1993, la certificazione quale impresa di manutenzione secondo normativa JAR 145.

A tale ristrutturazione ha fatto seguito un notevole sviluppo aziendale che ha permesso alla società di ampliare i propri progetti a livello nazionale e internazionale, principalmente in attività Oil&Gas ed elisoccorso.

Visto il repentino sviluppo aziendale, nel mese di dicembre 2001 è stata inaugurata la nuova base tecnica nel comune di Cafasse (TO) che attualmente è la base operativa primaria dove sono presenti ufficio operativo, ufficio tecnico e dove vengono svolte tutte le attività manutentive principali.

Come prescritto in JAR-OPS-3, il 16/02/2004, viene rilasciato da ENAC il certificato di operatore aereo (COA).

Successivamente, il 07/10/2004, ad Airgreen viene rilasciata la certificazione ISO 14001 per il sistema di gestione ambientale ed infine, in seguito all'emanazione delle normative europee, entrate in vigore nel momento in cui è stato pubblicato il regolamento UE 2042/2003 del

28/11/2003 in sostituzione del regolamento JAR 145, il 25/11/2004 alla struttura manutentiva di Airgreen viene rilasciato il certificato di approvazione a Part 145.

Figura 1: base operativa Airgreen di Cafasse (TO)

Negli anni successivi l'azienda acquisisce sempre maggiore specializzazione nelle tecniche d'impiego dell'elicottero in alta quota e amplia il ventaglio di attività svolte, offrendo servizio di antincendio, di rilievi sismici e di ricerca petrolifera e da quasi due decenni la società svolge in modo continuativo attività di elisoccorso (HEMS).

Ad oggi questa azienda è una delle più grandi realtà in ambito elicotteristico nel panorama aerospaziale italiano impiegata in attività di elisoccorso, trasporto passeggeri e materiale, manutenzione aeromobili, formazione di piloti e tecnici; la sua flotta consta di oltre 20 elicotteri e la società svolge regolare attività HEMS e protezione civile in Piemonte, Valle d'Aosta e Sardegna.

Figura 2: stemma elisoccorso regione Piemonte sulla portiera di un elicottero AB412

1.2 EASA Part 145

Airgreen S.r.l è un'azienda certificata EASA Part 145; l'approvazione a Part 145 è necessaria ad un'azienda di manutenzione che intenda effettuare manutenzioni su aeromobili utilizzati nel trasporto aereo commerciale registrati all'interno di stati membri EASA; infatti, in questo modo l'impresa è responsabile che le attività da essa svolte e i lavori di manutenzione commissionati siano stati effettuati nel rispetto di quanto previsto dagli standard europei Part 145. ENAC approva tali imprese di manutenzione, dislocate sul territorio nazionale, che siano interessate ad effettuare operazioni di manutenzione su aeromobili o sui loro componenti a patto che vengano rispettati una serie di requisiti necessari e a patto che vengano seguite determinate procedure stabilite; tale approvazione non costituisce in alcun modo una delega di alcuna funzione svolta dall'autorità, infatti, l'operato dell'azienda è oggetto di sorveglianza da parte dell'ENAC come descritto nella sezione B della normativa.
Tale normativa è molto importante in quanto stabilisce standard comuni in tutto il territorio dell'Unione Europea o comunque degli stati membri EASA, definendo i requisiti che l'impresa di manutenzione deve soddisfare per poter effettuare la manutenzione di aeromobili e componenti aeronautici. Questa introduzione di standard comuni su tutto il territorio europeo comporta vantaggi nella sicurezza (garantita in egual misura in tutti gli stati membri), ma anche vantaggi di tipo logistico ed economici per gli operatori, in quanto si crea in questo modo la possibilità di delegare la manutenzione di un proprio velivolo ad aziende terze approvate in luoghi e paesi diversi con la garanzia che il lavoro venga effettuato in modo conforme e del tutto equivalente a quello che si sarebbe effettuato internamente alla propria azienda.

AIRGREEN

PART 145 Approved Maintenance Organization
Certificato di Approvazione IT.145.0035

Figura 3: stemma della ditta Airgreen approvata a Part 145

1.3 CAMO

Con l'introduzione del regolamento UE 2042/2003 del 28/11/2003 Airgreen S.r.l viene certificata come ditta CAMO, infatti, questo regolamento europeo, oltre all'introduzione della parte 145, introduce anche il concetto di CAMO (Continuing Airwortiness Management Organization), cioè organizzazione per la gestione dell'aeronavigabilità continua e questa struttura deve rispondere ai requisiti dell'EASA part M.

La struttura CAMO, dunque, è un'organizzazione tecnica riconosciuta da un'attestazione CAMO, rilasciata dall'ENAC (per l'Italia), che è responsabile del mantenimento della navigabilità continua degli aeromobili e che si occupa della programmazione e della preparazione di un programma di manutenzione specifico per le macchine che essa sta gestendo. Ciò significa che devono essere eseguite tutte le operazioni di manutenzione elencate nei manuali e nelle direttive di aeronavigabilità (AD) pertinenti affinché l'aeromobile sia aeronavigabile. L'aeronavigabilità continua dipende anche dai programmi di manutenzione seguiti e dalla certificazione degli operatori, in particolare la loro organizzazione, le procedure operative seguite, i manuali utilizzati, l'impiego e l'addestramento dell'equipaggio e le attrezzature usate.

La struttura CAMO è caratterizzata da alcune figure chiave come, ad esempio, il quality manager, l'accountable manager, il camo post holder e da procedure ben definite che siano in grado di rispettare determinati standard di qualità che vengono controllati dall'ENAC e che permettono di gestire la ricca documentazione che accompagna la vita in esercizio di un aeromobile garantendo gli adeguati livelli di efficienza e sicurezza; quest'organizzazione provvede all'emissione degli ordini di lavoro, gestisce quindi la manutenzione, ed è proprietaria degli scadenzari, dei manuali e della documentazione tecnica (questa parte verrà approfondita successivamente).

In seguito ad un ordine di lavoro della ditta CAMO, la ditta Part 145 esegue il lavoro in veste di ditta manutentrice certificata che, tramite locali attrezzati e attrezzature specifiche, esegue il lavoro grazie a personale con licenza di manutentore aeronautico certificata EASA Part 66.

AIRGREEN

CONTINUING AIRWORTHINESS MANAGEMENT ORGANIZATION
Certificato di Approvazione IT.CAMO.0046 AOC I-046

Figura 4: stemma della ditta Airgreen certificata come ditta CAMO

1.4 Manutenzione

La manutenzione in campo aeronautico è un elemento assolutamente fondamentale se si pensa che questi velivoli sono sottoposti a stress molto elevati e operano in ambienti ostili, inoltre vanno mantenuti efficienti durante l'intera vita operativa, e vengono sostituiti solamente quando diventano obsoleti rispetto a progetti più moderni e non perché diventano pericolosi e non più utilizzabili. Dunque, per permettere il corretto funzionamento e affinché si possa operare con livelli di sicurezza ottimali è importante effettuare un programma di manutenzione efficace, rigoroso e approvato.

In ambito elicotteristico la manutenzione è oltremodo complessa proprio per le caratteristiche peculiari dell'elicottero stesso in quanto questa macchina è molto versatile ma estremamente delicata, composta da innumerevoli organi e apparati rotanti che portano alla nascita di fenomeni vibratori di grande intensità. Inoltre su di esso sono imbarcati un gran numero di componenti soggetti a limite di impiego ed il conteggio della loro vita operativa avviene secondo metodi complessi che seguono logiche fortemente variabili in funzione delle operazioni compiute dalla macchina.

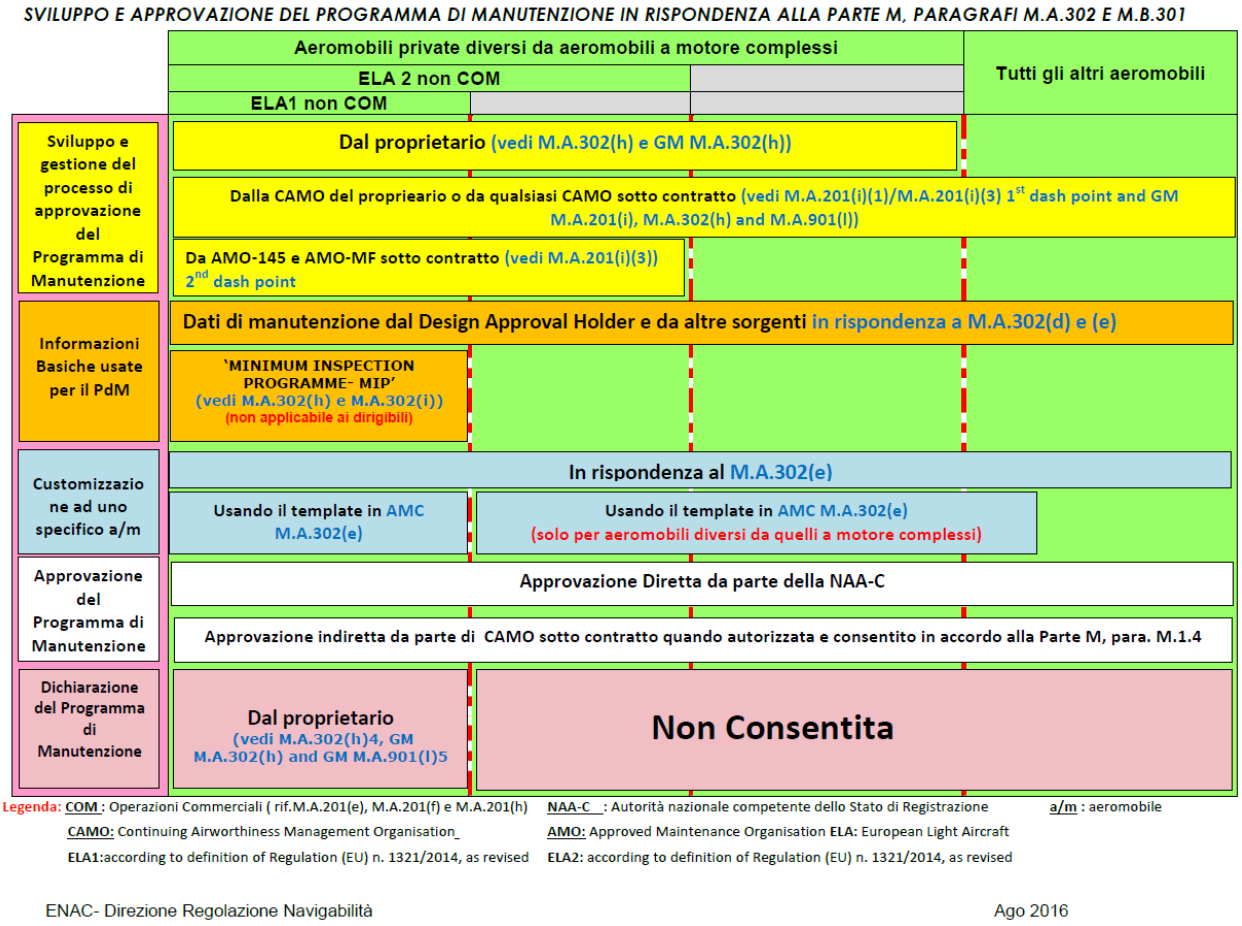


Figura 5: gestione del programma di manutenzione secondo Part M

Per tutti i motivi che sono stati esposti la manutenzione in aeronautica è una manutenzione preventiva in quanto non possiamo permetterci le conseguenze di un guasto che molto spesso sono conseguenze di tipo catastrofico.

La manutenzione preventiva deve assicurare l'efficienza continua dell'aeromobile, non deve assolutamente dare la possibilità che si verifichino degli inconvenienti non previsti, cioè incidenti o avarie, al fine di mantenere inalterata l'affidabilità della macchina per tutta la sua vita operativa. Per essere preventiva la manutenzione deve essere programmata, cioè occorre prevedere dei tempi e dei modi in cui vengono fatti gli interventi in maniera periodica e in maniera mirata; ad esempio, gli assiemi meccanici, soggetti ovviamente ad usura, devono essere periodicamente revisionati in base a degli intervalli che vengono stabiliti sia con delle prove in laboratorio sia con delle esperienze pratiche.

La manutenzione, inoltre, essendo preventiva e programmata, deve essere ovviamente una manutenzione ispettiva, cioè, i componenti dell'aeromobile devono essere ispezionati più o meno approfonditamente per verificarne lo stato; vengono quindi effettuati dei controlli ispettivi a livelli di approfondimento variabile a seconda della periodicità con cui devono essere svolti. Questi controlli comprendono, ad esempio, dal controllo del livello dell'olio, che deve essere fatto con una frequenza molto elevata, ad ispezioni del motore che vanno fatte dopo un certo numero di ore di volo. Gli interventi più frequenti sono spesso controlli visivi mentre gli interventi eseguiti con periodicità maggiore spesso richiedono esami più approfonditi come indagini con ultrasuoni.

Infine, la manutenzione in aeronautica, essendo una manutenzione di tipo ispettivo che quindi deriva dall'ispezione e dalla ricerca di eventuali danni, è una manutenzione anche di tipo correttivo in quanto a seguito della constatazione di un inconveniente si procede alla sua risoluzione che può avvenire ad esempio sostituendo l'elemento danneggiato o effettuando una riparazione.

La sostituzione di componenti che presentano dei danni rilevati svolgendo ispezioni preventive e in modo periodico va quindi ad agire preventivamente sugli inconvenienti, di conseguenza viene garantita una continua efficienza della macchina e una grande affidabilità evitando che si verifichino inconvenienti molto gravi che possano minare la sicurezza in volo e causare gravi danni, e di conseguenza comportare grandi costi di manutenzione.

Riassumendo, la manutenzione di tipo preventivo è in grado di assicurare l’efficienza continua dell’aeromobile, prevenire l’insorgere di inconvenienti ed avarie, mantenere inalterata l’affidabilità nel corso della vita operativa, che spesso può durare anche vari decenni, agendo tramite manutenzione programmata; questa si esplicita con interventi periodici mirati, con revisioni ad intervalli stabiliti degli assiemi meccanici e con sostituzioni di componenti difettosi o al raggiungimento del limite di vita.

1.4.1 Gestione della manutenzione

La gestione della manutenzione può essere effettuata secondo diversi metodi.

- Hard Time

  L'Hard Time si basa su scadenze ispettive con periodicità fissa, gestione di ciascun task periodico di manutenzione e sostituzione o revisione dei componenti ad intervalli predefiniti. Questo è il metodo tradizionale più vecchio, che prevede di eseguire, come detto, delle scadenze ispettive con periodicità fissa e prevede la sostituzione dei componenti o la loro revisione con intervalli definiti precedentemente dal progettista. Ad oggi questo metodo è ancora applicato soprattutto per componenti critici con un certo limite di impiego, spesso ridotto in via cautelativa in fase di progetto per questioni di sicurezza e dunque spesso tali componenti vengono sostituiti senza evidenti segni di usura.

- On Condition

  L'On Condition si basa su controlli quantitativi con periodicità variabile e conseguente sostituzione o revisione dei componenti in base al loro degrado. In questo caso i controlli non sono più qualitativi ma quantitativi, cioè, non solo si esaminano le condizioni del componente ma si cerca anche di determinarne lo stato di usura, quindi, a seguito di questo controllo si avrà la sostituzione o la revisione dei componenti in base al loro degrado. In questo modo verranno sostituiti solo i componenti usurati, mentre quelli che continuano a rispettare i requisiti richiesti continueranno ad essere usati limitando gli sprechi.

- Condition Monitoring

  Il Condition Monitoring si basa sull'esame dei risultati dei controlli quantitativi periodici e sull'analisi di tendenza dei parametri monitorati tramite l'uso di sistemi UMS e HUMS installati a bordo e grazie a logiche MSG (Maintenance Steering Group). Con questo metodo quindi si vanno ad esaminare i risultati sia dei controlli quantitativi sia di quelli periodici che sono stati effettuati e si realizza una curva di tendenza del componente per vedere se esso stia deviando da quelle che sono le prestazioni previste ed andando ad analizzare la tendenza dei vari parametri in maniera da prevedere eventuali défaillance.
  A questo scopo sono sempre più usati sugli elicotteri moderni dei sistemi UMS (Usage Monitoring System) o HUMS (Health and Usage Monitoring System); il primo sorveglia il pilota perché, come dice il nome, è un sistema che monitora l'impiego della macchina, mentre il sistema HUMS sorveglia l'elicottero cioè, come verrà approfondito meglio in seguito, in base a quelli che sono i parametri stabilisce quella che è la condizione di salute dei componenti dell'elicottero.

Le logiche MSG (Maintenance Steering Group) invece consistono nell'andare ad indagare quella che è la conseguenza dell'avaria, in particolare la logica MSG3 è ormai largamente applicata ai large rotorcraft, cioè agli elicotteri che hanno un peso superiore a 3175 kg. Questa logica si basa su un'analisi delle conseguenze dell'avaria, in sostanza si va a stabilire se un intervento manutentivo possa essere in grado di risolvere l'avaria, in caso di risposta affermativa si prosegue con la manutenzione di tipo on condition, diversamente se l'intervento manutentivo non è in grado di garantire la sicurezza e l'affidabilità della macchina si prosegue con un tipo di manutenzione hard time. Tramite questa analisi si va anche ad identificare da un punto di vista economico la fattibilità dell'intervento, ovvero se convenga effettuare la manutenzione o sostituire direttamente il componente.

In questa sezione sono quindi state esposte quelle che sono le specificità della manutenzione sugli elicotteri, infatti, rispetto agli aeroplani, l'elicottero è una macchina che ha una meccanica particolarmente complessa e sofisticata; questo perché il suo impiego è diverso rispetto all'impiego di un aeromobile convenzionale, il quale decolla e svolge gran parte della sua vita operativa volando a regime costante e a quota costante mentre l'elicottero va incontro a condizioni di impiego estremamente variabili. Inoltre, la macchina per poter volare deve essere leggera e quindi anche i particolari meccanici e tutto quello che è a bordo è fortemente sollecitato, questo implica che i componenti siano fortemente stressati e quindi soggetti a limite di vita mentre numerosi assiemi sono soggetti al limite di revisione.

Proprio la complessità della macchina richiede una sorveglianza assidua e continua, cioè occorre che l'elicottero venga verificato quotidianamente in maniera molto approfondita tramite una ispezione giornaliera fatta dal personale qualificato. Non solo, ma come già ho detto in precedenza, i componenti difettosi proprio perché sono componenti critici, devono essere sostituiti e non riparati, tutto questo fa sì che il programma di manutenzione di un elicottero sia particolarmente complesso rispetto a quello di un aeroplano.

1.4.2 Manutenzione di base e di linea

Oltre a quanto detto in precedenza, la manutenzione in ambito elicotteristico è contraddistinta dall'imprevedibilità delle situazioni ambientali alle quali può essere effettuata perché, vista la versatilità del macchinario e la frequenza con cui deve essere controllato, esso può trovarsi, a differenza dell'aereo che decolla e atterra esclusivamente su delle superfici aeroportuali, su terreni non convenzionali. Dunque, la macchina può essere sottoposta a manutenzione in situazioni operative e ambientali particolari e in luoghi insoliti, infatti, anche trovandosi ad operare fuori dalla base l'aeromobile non viene esentato dall'essere sottoposto a tutti i controlli programmati, per questo la manutenzione può essere divisa in manutenzione di linea e manutenzione di base.

La manutenzione di linea, come già detto, ha una frequenza particolarmente elevata, i controlli da eseguire sono tanti, frequenti e possono andare da ispezioni visive fino a smontaggio e rimontaggio o sostituzione di elementi. Questo tipo di manutenzione è poco complesso, spesso caratterizzato da interventi di routine, tuttavia può succedere che venga eseguito al di fuori di una base manutentiva, è quindi importante per una ditta elicotteristica avere a disposizione personale qualificato che possa operare in qualsiasi condizione e luogo, verificando l'efficienza e l'operabilità della macchina e che abbia la facoltà di firmare la riammissione in servizio (release to service).

La manutenzione di base svolta su un elicottero invece è sempre molto onerosa ed impegnativa perché spesso deve necessariamente coinvolgere lo smontaggio di diverse parti della macchina, richiede l'intervento di molto personale, di attrezzature specifiche e il coinvolgimento del magazzino per la sostituzione e il ricambio di parti danneggiate o a limite di vita. Questo tipo di interventi può essere eseguito esclusivamente in hangar e solitamente richiede un fermo macchina molto lungo e la sostituzione, ispezione, smontaggio o revisione di componenti e parti importanti dell'elicottero come, ad esempio, un motore, il verricello, il carrello o una pala.

Dunque, per il funzionamento di una ditta elicotteristica è essenziale la disponibilità, in aggiunta a strutture e attrezzature, di personale specializzato e certificato che sia in grado di eseguire, durante una manutenzione, tutti i task rispondenti alla sua qualifica.

La licenza di manutentore aeronautico (LMA) è un certificato che viene rilasciato dall'ENAC a seguito del superamento di alcuni esami e attesta il personale autorizzato a certificare o Certifying Staff (CS).

Il personale certificato si divide in

- tecnici meccanici di linea ovvero coloro che operano con una licenza di manutentore aeronautico di categoria A, che si limitano a svolgere lavori di routine sull'elicottero come, ad esempio, un'ispezione visiva.

- tecnici meccanici di linea con licenza di manutenzione aeronautico B1 ovvero personale che opera sull'elicottero in maniera profonda ed è quello che esegue gli interventi manutentivi più importanti.

- tecnici avionici con licenza di manutentore aeronautico di categoria B2 che sono tecnici certificati per gli interventi sull'avionica.

- tecnici di base con licenza di manutentore aeronautico di categoria C che coordinano l'ispezione complessa avvalendosi di figure di supporto quali il support staff di categoria B1 e/o B2 e mettono la firma finale sulla documentazione certificando quindi la navigabilità della macchina e autorizzando la riammissione in servizio.

CATEGORIA		SOTTOCATEGORIA	
A	Meccanico	A1	Aeroplani a Turbina
		A2	Aeroplani a Pistoni
		A3	Elicotteri a Turbina
		A4	Elicotteri a Pistoni
B1	Tecnico - Meccanico	B1.1	Aeroplani a Turbina
		B1.2	Aeroplani a Pistoni
		B1.3	Elicotteri a Turbina
		B1.4	Elicotteri a Pistoni
B2	Tecnico Elettro-Avionico		
B3	Tecnico - Meccanico		Aeroplani a motore a pistoni non pressurizzati con MTOM uguale o inferiore a 2000 kg
C	Ingegnere di Base		

Figura 6: licenze di manutentore aeronautico

È importante dunque ricordare che il personale certificato è l'unico abilitato a eseguire interventi manutentivi e riammettere la macchina in servizio; il personale non certificato è di supporto ma non ha la diretta responsabilità della riammissione in servizio della macchina cioè non firma il rapporto di lavoro che conclude l'attività.

1.5 Ufficio tecnico

L'ufficio tecnico (UT) di una ditta aeronautica certificata Part 145 e riconosciuta CAMO si occupa sia della gestione che della schedulazione della manutenzione; tale processo inizia con l'emissione da parte della CAMO di un ordine di lavoro (OdiL) che apre il corrispondente rapporto di lavoro (RdiL).

ORDINE DI LAVORO N° 00000

A:

Aeromobile tipo: AW139	Marche: I-XXXX	S/N: 00000
Motore 1 tipo: P&WC	P/N: PT6C-67C	S/N: PCE-KB0240
Motore 2 tipo: P&WC	P/N: PT6C-67C	S/N: PCE-KB0209
Componente:_____	P/N:_____	S/N: _____

Ore cellula:	Cicli RIN:	Ore Mot 1:	Cicli Mot 1:	Ore Mot 2:	Cicli Mot 2:	Ore componente :
_____	_____	_____	_____	_____	_____	_____

OPERAZIONI DI MANUTENZIONE DA EFFETTUARSI ENTRO:

Ore cellula:	Ore motore:	il:	Località di esecuzione:

Elenco operazioni di manutenzione da eseguire come da elenco tasks riportato nel Mod. xx allegato:

1) _____
2) _____
3) _____
4) _____
5) _____
6) _____
7) _____
8) _____
9) _____
10) _____
11) _____
12) _____
13) _____
14) _____
15) _____

Elenco operazioni di manutenzione supplementari da eseguire:

1) _____
2) _____
3) _____
4) _____
5) _____
6) _____
7) _____
8) _____
9) _____
10) _____

PA/AD/SB ripetitivi da applicare compresi nel Mod. xx allegato	
Ulteriori PA/AD/SB da applicare	
Inconvenienti differiti da eliminare	

Durante l'esecuzione degli interventi manutentivi richiesti sono state eseguite attività supplementari che richiedono la registrazione e la gestione da parte dell'organizzazione C.A.M.O. ☐ **SI** ☐ **NO**

Apertura Ordine di Lavoro		**Chiusura Ordine di lavoro**	
Firma C.A.M.O. Postholder	**Data**	**Firma C.A.M.O. Postholder**	**Data**

Figura 7: esempio di ordine di lavoro

Tramite l'ordine di lavoro la ditta CAMO comunica la necessità di svolgere un determinato lavoro che verrà svolto dalla Part 145; quest'ultima compilerà il rapporto di lavoro riferito all'OdiL firmando tutti i documenti allegati che descrivono i task svolti durante la manutenzione e firmati dal personale qualificato. Tale documento si compone di diversi modelli, ognuno dei quali assolve ad una funzione specifica dando al tecnico tutte le informazioni necessarie, come part number (PN) dei componenti, attrezzatura necessaria e riferimenti ai manuali di manutenzione da seguire affinché esso possa eseguire correttamente il proprio lavoro.

Il numero e tipo di questi modelli varia a seconda della manutenzione da effettuare anche a seconda dei livelli di complessità.

All'interno della pagina riassuntiva del RdiL vengono riportati il tipo di ispezione, l'ordine di lavoro a cui si riferisce il rapporto, codici e serial number (SN) identificativi per l'elicottero e per i motori, i manuali applicabili, le date di apertura e archiviazione della pratica, le firme del personale dell'UT e del maintenance manager nonché l'eventuale presenza di personale support staff.

	RAPPORTO DI LAVORO	N° 00000/000	Pag. 1 di 1
Commissionato da	A/M Tipo: Leonardo AW139	Marche: I-XXXX	S/N: 00000

Tipo di Manutenzione
Ispezione 25 ore cellula

Cellula	Ore Totali	Ore D.U.R.	Atterraggi	Cicli Rin		
Motore 1	Tipo: PT6C-67C	S/N: KB0240	Ore Tot.	Ore D.U.R.	Cicli Tot.	Cicli D.U.R.
Motore 2	Tipo: PT6C-67C	S/N: KB0209	Ore Tot.	Ore D.U.R.	Cicli Tot.	Cicli D.U.R.

COMPOSIZIONE RAPPORTO DI LAVORO A SEGUITO DI ORDINE DI LAVORO N° 12778		
S.M. o Modello	**OGGETTO**	**N° pag.**
Mod. x	Release to Service	1
Mod. x	Rapporto di Lavoro	1
Mod. x	Identificazione Certifying Staff	2
Mod. x	Elenco inconvenienti	1
Mod. x	Elenco inconvenienti	1
Mod. x	Lista attrezzatura utilizzata	1
Mod. x	Scheda prelievo da magazzino	1
Mod. x	Tasks Manutentivi come da Ordine di Lavoro	2
Mod. x	Ordine di Lavoro	1

Pagine Tot. N°	

Manuali Applicabili (Ref. Manuals)	IETP 41th Issue: 2022-06-28 (errata corrige 2022-07-20), 39-A-AMPI-00-P del 2021-05-31
	P&WC M.M. 3045332 del 06-06-2003 Rev. 29 del May. 09/2022
	Breeze Eastern Flight line and maintenance manual HS-20200-421 series rescue hoist dell'October 10, 2011

Località di esecuzione (Locality)	Data (Date)	Support Staff B1	Support Staff B2
		Con la firma di cui sopra il sottoscritto dichiara di che tutti i "tasks" manutentivi relativi alla propria categoria sono stati effettuati in conformità agli standard prescritti.	

Apertura R.d.L. data 00.00.2022		Archiviazione R.d.L. data	
Visto Ufficio Tecnico	Visto M. Manager	Visto M. Manager	Visto Ufficio Tecnico

Figura 8: esempio pagina riassuntiva di un rapporto di lavoro

Il certificato di riammissione in servizio (release to service) invece viene emesso a conclusione dei lavori da parte di un tecnico certificato con licenza di manutentore aeronautico di categoria adeguata a rilasciare la riammissione in servizio, previo controllo della corretta esecuzione del lavoro, attestazione che tutte le operazione previste nel rapporto di lavoro siano state effettivamente eseguite, verifica della presenza di tutta la documentazione allegata e previa chiusura del rapporto di lavoro con tutte le firme necessarie.

Una volta accertati i punti sopra elencati, la release to service viene firmata e timbrata autorizzando così la riammissione in servizio dell'aeromobile.

	RELEASE TO SERVICE	N° 00000/000	Pag. 1 di 1
Commissionato da	A/M Tipo: Leonardo AW139	Marche: I-XXXX	S/N: 00000

Tipo di Manutenzione: **Ispezione 25 ore cellula**	LINE MAINT. ☒ BASE MAINT. ☐

	Ore Totali	Ore D.U.R.	Atterraggi	Cicli Rin	
Cellula					
	Tipo	**S/N**	**Ore Tot.**	**Ore D.U.R.**	**Cicli Tot.**	**Cicli D.U.R.**
Motore 1	PT6C-67C	KB0240				
Motore 2	PT6C-67C	KB0209				

Elenco lavori eseguiti sull'aeromobile come da ordine N° 12778

Cellula

- Certification maintenance requirements 25 ore
- Hourly check 25 ore
- Controllo attacco pale R/C
- Controllo bullone pin di articolazione MLG slump pad.

A.D. / S.B. Applicati

Motore

Come specificato nel Rapporto di Lavoro N° 00000/000

Località di esecuzione	Data di inizio lavori	Data fine lavori

LAVORI DIFFERITI AUTORIZZATI SI ☐ NO ☐	AUTORIZZAZIONE AL VOLO OFFICINA	
	DATA	Certifying Staff

CERTIFICATO DI RIAMMISSIONE IN SERVIZIO

Aeromobile impiegato in operazioni EASA: SI ☐ NO ☐	Aeromobile impiegato in operazioni NON EASA: SI ☐ NO ☐
"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 riammissione in servizio." (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.)	"Si certifica che l'intervento sopra descritto, salvo quanto diversamente specificato, è stato eseguito in accordo alla PART 145 ai 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 riammissione in servizio." (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 regulation and in recognition of the organisation's EU Part-145 approval and, in respect to that work, the aircraft is considered ready for release to service.)

DATA	Certifying Staff Authorization	Certification Authorisation N°_____ REV_____

Figura 9: esempio di riammissione in servizio

1.6 Service Bulletins (SB)

Fare una corretta manutenzione e rilasciare in servizio l'aeromobile da parte di personale certificato vuol dire garantirne la navigabilità continua avendo attuato quanto necessario per assicurane l'operatività in sicurezza.

Per ottenere questo risultato occorre innanzitutto sapere come eseguire gli interventi manutentivi; la dettagliata descrizione si trova riportata nei manuali di manutenzione forniti dal costruttore della cellula, del motore e dei vari equipaggiamenti, mentre la loro corretta applicazione è responsabilità della ditta di manutenzione approvata Part 145 che li effettuerà, mentre il momento in cui eseguirli, cioè la loro programmazione, è responsabilità della organizzazione CAMO.

Nel caso degli elicotteri, questi manuali sono composti da una raccolta, sia cartacea che digitale, di diversi volumi soggetti ad un aggiornamento continuo, infatti, poiché la vita operativa di un elicottero è molto estesa, durante gli anni è probabile che il progetto dell'aeromobile venga sottoposto a numerose e continue modifiche dettate sia dall'esperienza di utilizzo sia a seguito di migliorie introdotte dal costruttore.

Oltre agli aggiornamenti dei manuali, spesso i costruttori si trovano nella necessità di emettere ulteriore documentazione tecnica sia per far fronte all'esigenza di comunicare urgentemente agli utilizzatori la necessità di eseguire operazioni straordinarie di manutenzione, oppure, più semplicemente, non ritengono opportuno inserire nella manualistica ordinaria le informazioni relative a prescrizioni migliorative la cui applicazione è facoltativa.

Tali documenti, detti Service Bulletins (SB), hanno lo scopo di informare in anticipo gli utilizzatori prima della loro eventuale integrazione nella documentazione ordinaria.

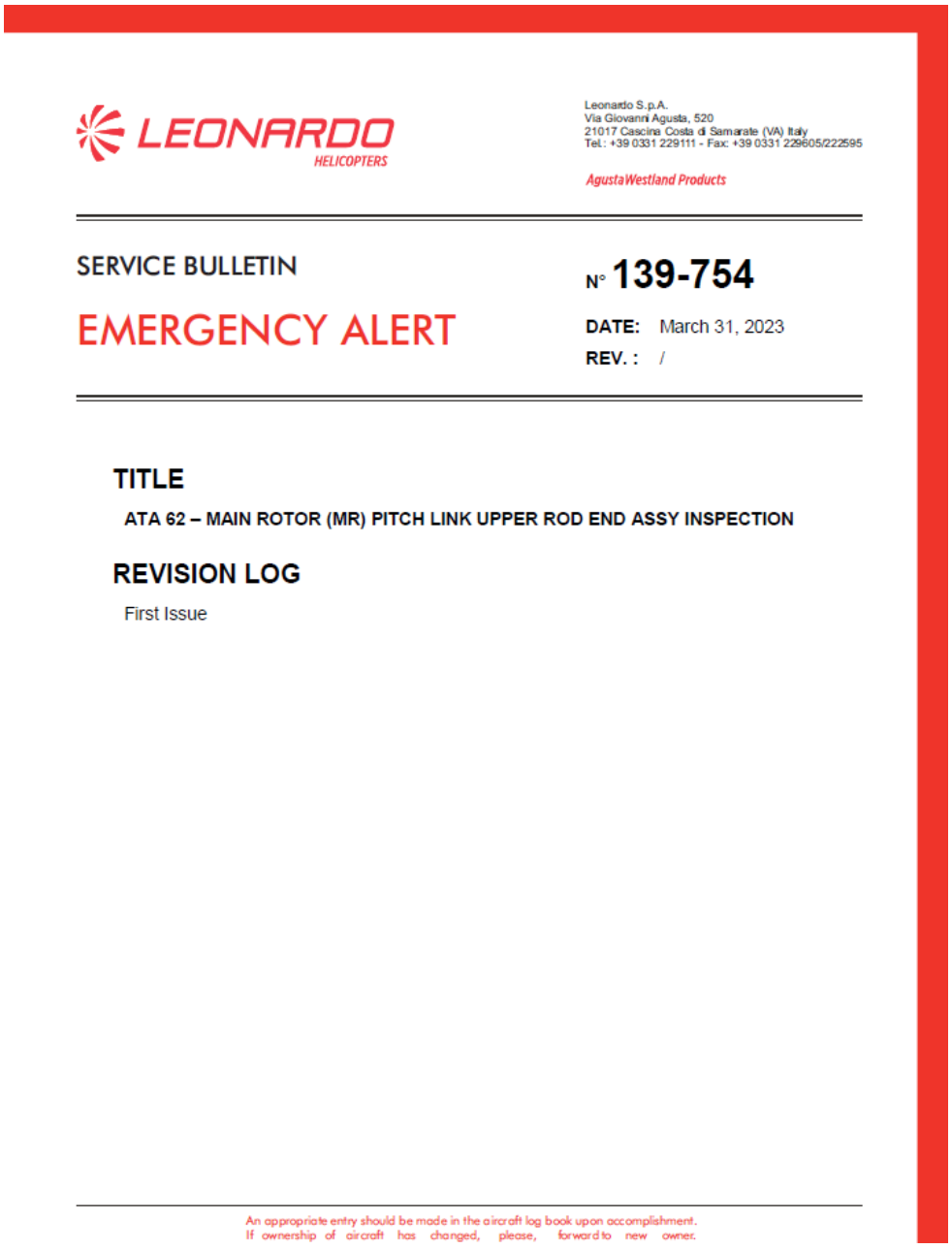
Questi bollettini possono essere caratterizzati da diversi gradi di importanza: si va dagli "emergency alert" che sono quelli che vengono emessi quando sorge un problema che può compromettere gravemente la sicurezza del volo e quindi richiede un'azione immediata, agli "alert" i quali richiedono comunque un'azione manutentiva con scadenze prestabilite, fino a quelli di semplice informazione e ad applicazione opzionale.

Vediamoli più nel dettaglio

- I Service Bulletins (SB) sono caratterizzati dal fatto che sono opzionali, dunque, la loro applicazione non è obbligatoria e la loro funzione è solo di tipo informativo al fine di aggiornare i clienti su possibili modifiche effettuabili sul proprio aeromobile. La mancata applicazione di una di queste emissioni non pregiudica la sicurezza del volo e non rischia di inficiare l'aeronavigabilità dell'aeromobile. Spesso i bollettini tecnici sono utilizzati per descrivere dei miglioramenti che il costruttore ha applicato negli anni su modelli più recenti o degli equipaggiamenti non installati inizialmente ma per i quali è possibile e consigliata l'installazione.
  Ovviamente non essendoci l'obbligatorietà di applicazione questi bollettini non hanno scadenze per l'applicazione.

- Gli Alert Service Bulletins (ASB) sono sempre di applicazione obbligatoria, nonostante i termini ultimi per la loro esecuzione possano variare in funzione dell'urgenza valutata dal costruttore. Questi bollettini sono emessi per introdurre modifiche o controlli all'aeromobile al fine di prevedere rotture improvvise e danni gravi che possano limitare la navigabilità dello stesso, infatti, i termini ultimi di applicazione dello stesso possono variare dall'applicazione immediata, addirittura prima del successivo volo, oppure in tempi più lunghi: non cambia il fatto che queste emissioni abbiano tutte una scadenza ben definita per l'applicazione.

In alcuni casi, le procedure correttive emesse attraverso l'ASB potrebbero essere talmente urgenti (rischio immediato per la sicurezza del volo) che il costruttore o l'ente che l'ha emesso può contattare in modo più diretto l'operatore al fine di garantire un'immediata applicazione e può essere emesso un Emergency Alert Service Bulletins (EASB).



LEONARDO
HELICOPTERS

Leonardo S.p.A.
Via Giovanni Agusta, 520
21017 Cascina Costa di Samarate (VA) Italy
Tel.: +39 0331 229111 - Fax: +39 0331 229605/222595

AgustaWestland Products

SERVICE BULLETIN

N° 139-754

EMERGENCY ALERT

DATE: March 31, 2023

REV. : /

TITLE

ATA 62 – MAIN ROTOR (MR) PITCH LINK UPPER ROD END ASSY INSPECTION

REVISION LOG

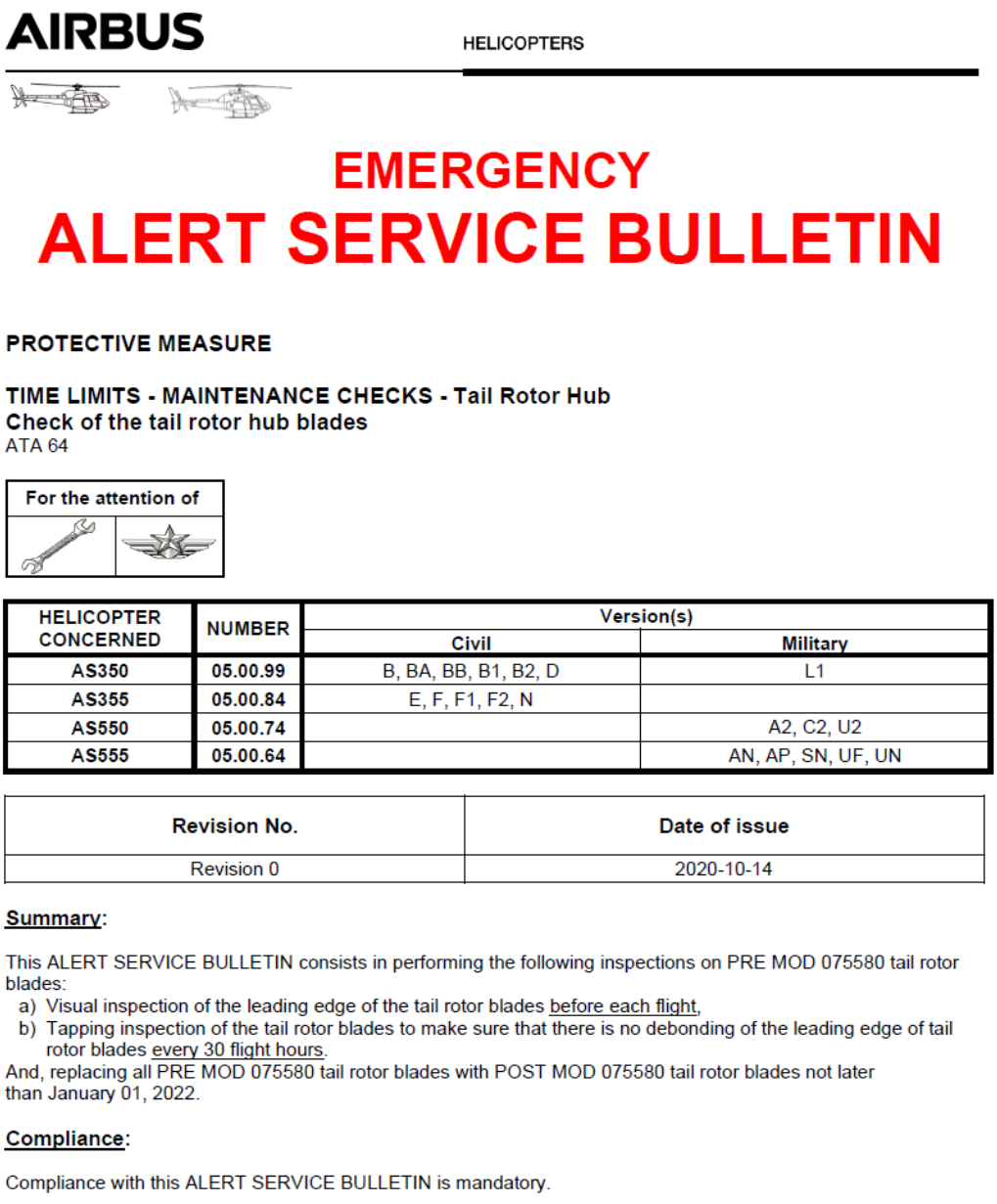
First Issue

An appropriate entry should be made in the aircraft log book upon accomplishment.
If ownership of aircraft has changed, please, forward to new owner.

Figura 10: esempio di Emergency Alert Service Bulletin di Leonardo Helicopters

A questo punto l'ufficio tecnico della CAMO, provvederà alla preparazione di una scheda di manutenzione specificatamente dedicata al tipo di intervento che il bollettino richiede in base ai parametri di difficoltà, complessità e durata della manutenzione.

Una volta compilata questa scheda di manutenzione essa verrà inserita in un ordine di lavoro affinché venga eseguita secondo i termini indicati.
Nel caso in cui la scheda di manutenzione preveda operazioni periodiche sarà compito dell'ufficio tecnico della CAMO inserirle nello scadenzario dell'aeromobile interessato.



AIRBUS HELICOPTERS

EMERGENCY
ALERT SERVICE BULLETIN

PROTECTIVE MEASURE

TIME LIMITS - MAINTENANCE CHECKS - Tail Rotor Hub
Check of the tail rotor hub blades
ATA 64

For the attention of

HELICOPTER CONCERNED	NUMBER	Version(s)	
		Civil	Military
AS350	05.00.99	B, BA, BB, B1, B2, D	L1
AS355	05.00.84	E, F, F1, F2, N	
AS550	05.00.74		A2, C2, U2
AS555	05.00.64		AN, AP, SN, UF, UN

Revision No.	Date of issue
Revision 0	2020-10-14

Summary:

This ALERT SERVICE BULLETIN consists in performing the following inspections on PRE MOD 075580 tail rotor blades:
a) Visual inspection of the leading edge of the tail rotor blades before each flight,
b) Tapping inspection of the tail rotor blades to make sure that there is no debonding of the leading edge of tail rotor blades every 30 flight hours.
And, replacing all PRE MOD 075580 tail rotor blades with POST MOD 075580 tail rotor blades not later than January 01, 2022.

Compliance:

Compliance with this ALERT SERVICE BULLETIN is mandatory.

Figura 11: esempio di Emergency Alert Service Bulletin di Airbus Helicopters

Per i bollettini facoltativi invece l'applicazione non è obbligatoria, dunque, può anche non essere applicato per l'intera vita operativa dell'aeromobile, oppure può essere gestito in modo tale che i tempi di applicazione siano definiti in modo congruente al carico di lavoro dell'officina o all'utilizzo dell'aeromobile stesso ed in modo che sia il gestore aereo a far applicare il SB nel momento che ritiene più funzionale alle sue esigenze e scadenze di manutenzione future.

1.7 Prescrizioni di Aeronavigabilità (PA)

L'aeronavigabilità continua di un aeromobile è soggetta al rilascio da parte dell'ENAC del certificato di omologazione tipo. Nel momento in cui viene applicata una modifica alla macchina senza l'approvazione dell'ente preposto, l'aeronavigabilità viene persa poiché può essere compromessa la sicurezza del volo.

Talvolta emerge da parte di alcuni utilizzatori la necessità di modifiche destinate a variare la configurazione di un aeromobile al solo scopo di adattare il progetto a particolari requisiti o migliorarne le capacità operative. Spesso il costruttore dell'aeromobile non è interessato a impegnare capitali e risorse in queste attività raramente giustificate da una consistente richiesta di mercato, quindi tale nicchia commerciale viene sovente coperta da organizzazioni, anch'esse certificate secondo Part 21, le quali rilasciano bollettini o documentazione analoga emessa rispettando le stesse specifiche di certificazione dell'aeromobile cui esse sono destinate (ad esempio EASA CS 27 o CS 29 rispettivamente nel caso di elicotteri europei aventi MTOW inferiore o superiore alle 7000 libbre).

La modifica viene approvata dall'autorità europea, ovvero dall'EASA, attraverso l'ente nazionale dello stato proponente (ENAC in Italia) e al termine del processo, dopo l'approvazione, essa diventa una sorta di appendice al Certificato di Omologazione Tipo originale dell'aeromobile, ecco perché comunemente tali modifiche sono conosciute con l'acronimo STC, che in lingua inglese significa appunto Supplemento al Certificato di Omologazione Tipo.

In realtà, dal punto di vista strettamente legale, la mancata applicazione di un bollettino obbligatorio emesso dal costruttore non comporta conseguenze sulla aeronavigabilità della macchina, motivo per cui, in casi particolarmente rilevanti dal punto di vista della sicurezza del volo, l'EASA può farlo proprio attraverso l'emissione di una AD (Airworthiness Directive) la cui mancata applicazione comporta, in questo caso sì, automaticamente la decadenza di validità del Certificato di Navigabilità dell'elicottero interessato.

Occorre ancora aggiungere che a volte, ad esempio a seguito di un incidente causato da sospette carenze tecniche dell'aeromobile o quando, per svariate ragioni, il costruttore non ritiene opportuno, o commercialmente conveniente, emettere un bollettino obbligatorio ma si limita a raccomandare l'applicazione una modifica, in tal caso può accadere che sia la stessa EASA ad emettere di sua iniziativa una AD per prescrivere l'esecuzione di azioni dettate esclusivamente dall'esigenza di salvaguardare la sicurezza del volo.

ENAC
ENTE NAZIONALE PER L'AVIAZIONE CIVILE
(ITALIAN CIVIL AVIATION AUTHORITY)

PRESCRIZIONE di AERONAVIGABILITA'

P.A. N° 2017-3

Data di Emissione: 20 ottobre 2017

Il Certificato di Navigabilità dell'aeromobile sulle cui strutture od impianti deve essere applicata la Prescrizione di Aeronavigabilità in oggetto, scade di validità qualora essa non venga attuata nei termini prefissati.

Figura 12: esempio di Prescrizione di Aeronavigabilità rilasciata da ENAC

European Union Aviation Safety Agency

Airworthiness Directive

AD No.: 2022-0221

Issued: 16 November 2022

Note: This Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EU) 2018/1139 on behalf of the European Union, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 129 of that Regulation.

This AD is issued in accordance with Regulation (EU) 748/2012, Part 21.A.3B. In accordance with Regulation (EU) 1321/2014 Annex I Part M.A.301, or Annex Vb Part ML.A.301, as applicable, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an AD applies, except in accordance with the requirements of that AD, unless otherwise specified by the Agency [Regulation (EU) 1321/2014 Annex I Part M.A.303, or Annex Vb Part ML.A.303, as applicable] or agreed with the Authority of the State of Registry [Regulation (EU) 2018/1139, Article 71 exemption].

Design Approval Holder's Name:
LEONARDO S.p.A.

Type/Model designation(s):
AB206 helicopters

Effective Date: 30 November 2022
TCDS Number(s): EASA.R.140
Foreign AD: Not applicable
Supersedure: None

ATA 65 – Tail Rotor – Drive Shaft – Inspection / Test

Manufacturer(s):
Agusta S.p.A., formerly Costruzioni Aeronautiche Giovanni Agusta

Applicability:
AB206A and AB206B helicopters, all serial numbers.

Definitions:
For the purpose of this AD, the following definitions apply:

The ASB: Leonardo Alert Service Bulletin (ASB) 206-256.

Affected part: Tail Rotor Driveshafts (TRDS), having Part Number (P/N) 206-040-330-3, P/N 206-040-330-101, P/N 206-040-931-9, P/N 206-040-931-11, P/N 206-040-931-101, P/N 206-040-931-103, P/N 206-040-369-1, P/N 206-040-369-101, P/N 206-040-365-101, P/N 206-040-365-105, P/N 206-040-365-121 or P/N 206-040-365-123.

Serviceable part: An affected part that is new (not previously installed); or an affected part that has accumulated less than 300 flight hours (FH) and less than 12 months after having passed an inspection and a proof load test (no discrepancies found) in accordance with the instructions of the ASB.

An agency of the European Union

TE.CAP.00110-011 © European Union Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified.
Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet.

Figura 13: esempio di Airworthiness Directive di EASA

Capitolo 2

Damage tolerance

2.1 Safety

La sicurezza, o safety, è la condizione per cui non si è sottoposti a rischi inaccettabili che possono causare morte, ferimenti o danneggiamento e perdita di equipaggiamenti. L'attuale definizione di sicurezza adottata dall'FAA e dall'EASA si basa sulla normativa militare degli Stati Uniti numero 721B.

MIL 721B: "La sicurezza è la conservazione della vita umana e dell'integrità delle persone, nonché la prevenzione dei danni alle macchine, nel rispetto dei requisiti della missione."

In sostanza la sicurezza è dunque un numero che rappresenta la probabilità che si è disposti ad accettare che avvenga una certa failure; in aeronautica il suo valore è fissato dagli enti regolatori a 10^{-9} mentre in ambito spaziale è circa 10^{-4}; riuscire a soddisfare i requisiti di sicurezza è sempre una sfida molto complessa per i progettisti che per far ciò adottano diverse filosofie di progetto per trovare quella che meglio si adatta allo scopo voluto.

Figura 14: incidente occorso ad un elicottero Agusta A-109E

2.2 Filosofie di progetto

Vediamo le tre principali filosofie di progetto.

- Fail-safe: questo tipo di filosofia progettuale prevede di studiare una struttura con più percorsi di carico in modo che, se si presenta una rottura, si è comunque in grado di concludere la missione in sicurezza. L'idea principale quindi è quella di prevedere come un cedimento potrebbe andare ad inficiare le performance della struttura e andare a studiare quella che è la resistenza residua; tutto ciò comporta anche dei limiti, infatti si ha una grande complessità delle strutture e un inevitabile aumento del peso.
  Questa filosofia di progetto era già ben conosciuta secoli fa, tuttavia, oggigiorno non è più molto utilizzata per via degli aspetti negativi che essa porta con sé.

  "Volendo progettare ali occorre inserire una corda che deve contenere la trazione e aggiungerne una allentata, nello stesso punto, in modo che, qualora la prima si rompa sotto trazione, l'altra sia in posizione tale da poter svolgere lo stesso compito".
  (Leonardo da Vinci, 1500)

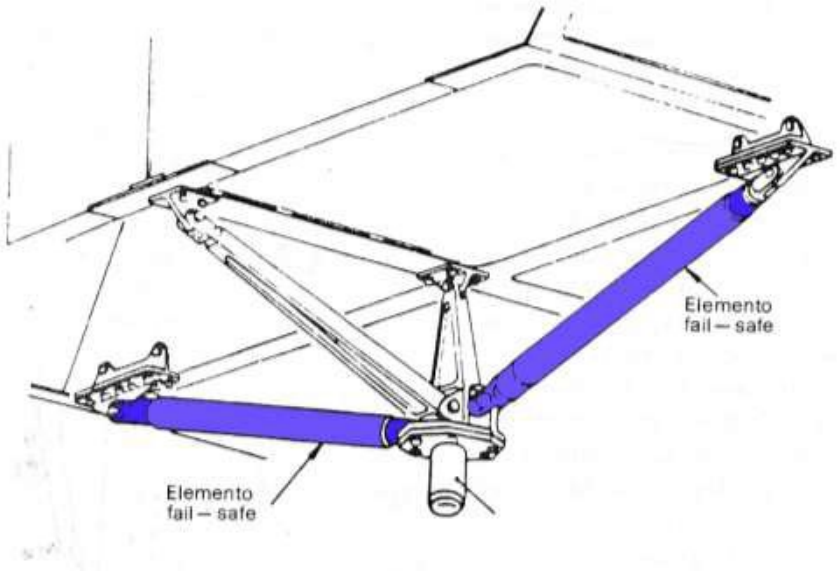


Figura 15: esempio di struttura fail-safe

- Safe-life: questo tipo di filosofia progettuale prevede la progettazione del componente in modo che duri per l'intera vita prevista ovvero che duri per un certo tempo prestabilito, all'interno del quale il componente non deve pervenire a rottura. Quello che quindi si cerca di fare durante la progettazione di un componente è di dimensionarlo in modo da estendere il più possibile il tempo di durata operativa; facendo ciò si va inevitabilmente incontro al sovradimensionamento dei componenti e quindi ad un aumento del peso complessivo delle strutture. Oltre a questo inconveniente si ha anche la necessità di effettuare test e analisi su

dei provini al fine di stimare la durata dei componenti su base statistica osservando dopo quanti cicli a fatica sono avvenute le rotture nei provini durante i test.
Una volta che, all'interno di una struttura, un componente raggiunge la vita a fatica, ovvero il tempo che è stato previsto di utilizzo prima dell'insorgere di cricche, questo va sostituito indipendentemente dal fatto che sia effettivamente prossimo a rottura o no.
Questa filosofia di progetto inevitabilmente causa grande spreco di componenti, costi operativi elevati, ma anche grandi costi di progettazione.

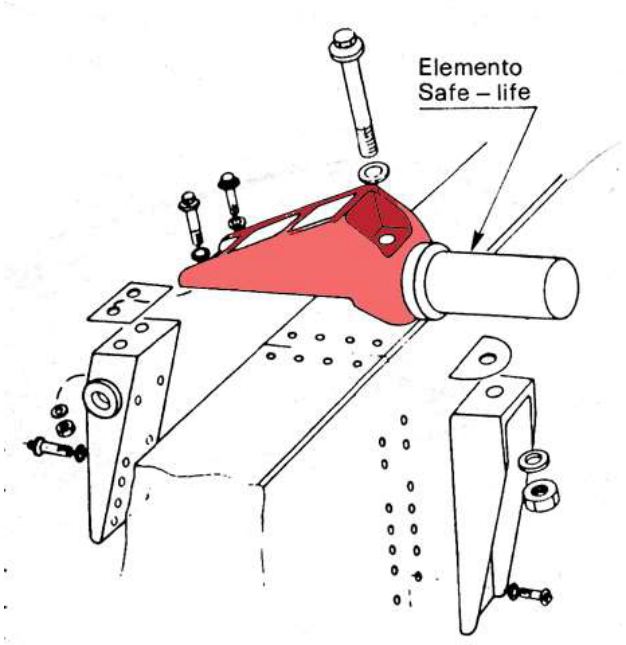


Figura 16: staffa di fissaggio installata in un punto critico e dunque progettata secondo filosofia safe-life

- Damage tolerance: questa filosofia di progetto supera quelli che sono gli aspetti negativi delle due viste precedentemente ed è quella modernamente più utilizzata in ambito aerospaziale, infatti, è un criterio di progetto non statico che assume la presenza di difetti preesistenti nella struttura, ne monitora l'accrescimento ed è quindi in grado di tollerare il danneggiamento.
  L'origine di questa filosofia progettuale nasce negli anni ’70 del secolo scorso in seguito a numerosi incidenti catastrofici avvenuti in ambito militare. Fino ad allora la filosofia di progetto utilizzata era l'approccio safe-life che, come è stato appena discusso, è caratterizzata da fattori di sicurezza molto elevati che portavano alla progettazione di strutture molto pesanti i cui componenti venivano progettati per resistere tutto l'arco della vita utile.
  Con la filosofia damage tolerance quando viene prodotto un pezzo lo si ispeziona in modo non distruttivo e, se l'ispezione viene superata, il componente è considerato conforme alla normativa e per questo può essere utilizzato. Ciò però non significa che non vi siano imperfezioni all'interno del componente in quanto l'ispezione è stata eseguita con degli strumenti con una certa risoluzione che spesso si attesta intorno ai 10^{-7} m, dunque, questa filosofia di progetto prende in considerazione l'esistenza di danni e cricche nel componente che durante l'esercizio andranno ad aumentare di dimensione.

Nel caso in cui la struttura sia sottoposta a carichi variabili nel tempo, da queste imperfezioni possono nucleare, e successivamente propagare, cricche di fatica che sono pericolose per l'integrità dell'intera struttura; questa filosofia, dunque, si basa su continui controlli e monitoraggio dell'accrescimento delle cricche con sostituzione dei componenti una volta raggiunto un certo valore critico. Il progetto strutturale deve garantire che un difetto iniziale "a", presente nella struttura, non cresca eccessivamente (da/dt) durante la vita di esercizio prevista, fino a provocare rotture catastrofiche. Questo permette di progettare componenti leggeri che devono essere sostituiti più volte durante la vita di una macchina, tuttavia i costi di manutenzione si riducono in quanto i componenti vengono sostituiti solo nel momento in cui sono effettivamente arrivati al limite dell'accettabilità. In questa filosofia di progetto assume grande importanza attuare un programma di manutenzione che consenta di rilevare i danni prima che possano ridurre la resistenza della struttura al di sotto di un limite accettabile in modo da evitare failure catastrofiche e incidenti gravi. Per far ciò è però indispensabile riuscire a determinare, tramite le metodologie della meccanica della frattura, i probabili punti di innesco delle cricche e successivamente i tempi di propagazione necessari al raggiungimento di una dimensione eccessiva. Questo permetterebbe di stabilire con precisione i tempi di ispezione dei componenti in modo ottimale per poter intervenire con una riparazione della parte danneggiata solamente quando necessario.

La differenza tra fail safe e damage tolerance viene colta nel dettaglio all'interno del seguente estratto della FAR 25-72.

"Fail-safe generally means a design such that the airplane can survive the failure of an element of a system or, in some instances one or more entire systems, without catastrophic consequences. Fail-safe, as applied to structures prior to Amendment 25-45, meant complete element failure or obvious partial failure of large panels. It was assumed that a complete element failure or partial failure would be obvious during a general area inspection and would be corrected within a very short time. The probability of detecting damage during routine inspections before it could progress to catastrophic limits was very high. Damage-tolerance, on the other hand, does not require consideration of complete element failures or obvious partial failures, although fail-safe features may be included in structure that is designed to damage-tolerance requirements. A part may be designed to meet the damage-tolerance requirements of Sec. 25.571(b) even though cracks may develop in that part. In order to ensure that such cracks are detected before they grow to critical lengths, damage-tolerance requires an inspection program tailored to the crack progression characteristics of the particular part when subject to the loading spectrum expected in service. Damage-tolerance places a much higher emphasis on these inspections to detect cracks before they progress to unsafe limits, whereas fail-safe allows cracks to grow to obvious and easily detected dimensions."

2.3 La fatica

La fatica è un fenomeno meccanico che consiste in una progressiva degradazione di un materiale quando questo viene sottoposto a carichi variabili nel tempo; tale fenomeno può portare al cedimento o alla rottura di un componente anche se la sollecitazione rimane all'interno del limite di elasticità, questo per via del danno cumulato di cui si parlerà in seguito. Uno dei più grandi studiosi di questo fenomeno è stato l'ingegnere tedesco August Wöhler che, in seguito a numerose rotture di assi ferroviari avvenute in modo inspiegabile e a sollecitazioni di molto inferiori rispetto alle sollecitazioni statiche per le quali questi componenti erano stati progettati, fece una serie di prove in laboratorio da cui ricavò dei grafici detti appunto curve di Wöhler.

Il diagramma di Wöhler è dunque una curva che mette in relazione la resistenza a rottura di un provino con il numero di cicli di sollecitazione a cui esso viene sottoposto.

Analizzando l'andamento della curva si nota che all'aumentare del numero dei cicli di carico la sollecitazione $\Delta\sigma$ necessaria per portare rottura il provino diminuisce dunque quel provino è in grado di sopportare uno stress minore.

Negli acciai sotto un certo valore di stress non si ha la propagazione delle cricche. Ciò non vale però per le leghe di alluminio.

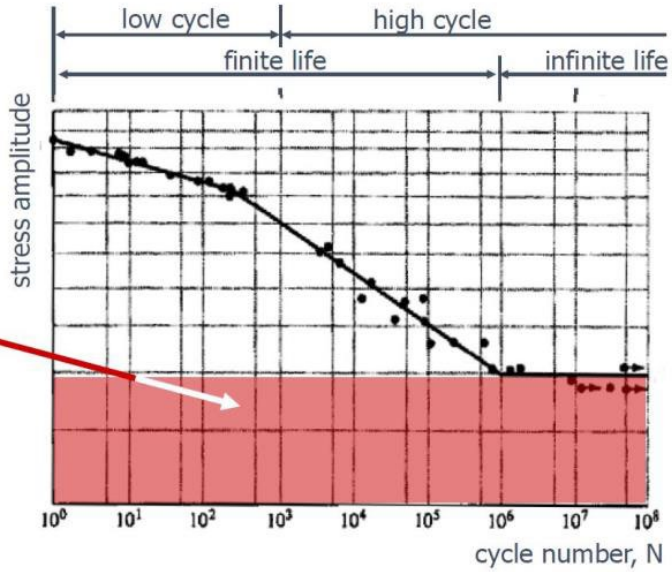


Figura 17: diagramma di Wöhler

Nel caso in cui sull'asse delle x il numero di cicli sia espresso come log(N) le curve diventano delle rette e il punto di partenza sull'asse delle y (tensioni σ) è la tensione di rottura statica. Nel caso delle leghe di acciaio è presente un limite inferiore di tensione denominato limite di fatica al di sotto del quale non si verificano rotture a fatica per qualunque numero di cicli. In generale, questo limite non esiste nel caso di altri materiali come le leghe di alluminio e ciò è molto pericoloso in quanto si possono raggiungere delle σ di rottura con valori molto bassi a seguito di un grande numero di cicli sopportati dal componente e si possono quindi avere cedimenti improvvisi per carichi estremamente piccoli. Questo è dovuto al danno cumulato, infatti, nella realtà, su una struttura non è mai applicato un unico carico ma lo stato di tensione è sempre caratterizzato dalla combinazione

di carichi diversi che agiscono per un numero di cicli diversi e ognuno di essi porta il materiale ad usurarsi.
Dagli studi degli scienziati Palmgren e Miner nasce l'ipotesi di Palmgren-Miner, formulata in maniera indipendente dai due ricercatori, che ipotizza un accumulo lineare del danno e che il danneggiamento sia proporzionale al numero di cicli applicati a quella specifica ampiezza di sollecitazione.

Si ipotizza inoltre che la sequenza di applicazione dei carichi sia ininfluente ai fini del comportamento a fatica, infatti, a causa del fenomeno dell'acciaccamento, anche i cicli con ampiezza di sollecitazione inferiore al limite di fatica determinano un danneggiamento.

Regola di Palgren-Miner:

$$\Sigma D = \Sigma \frac{ni}{Ni}$$

Questa regola è un criterio di cedimento dovuto al danno cumulato, dove Ni indica il numero di cicli che porta a rottura, ni indica il numero di cicli effettivi e D il danno.

Se il danno arriva a 1 allora il componente si rompe, se rimane sotto 1 non si verificano rotture.

È importante notare che la failure non dipende da come si applica il carico e la regola di Palmgren-Miner non tiene conto della sequenza del carico applicato.

Figura 18: cricca formata in corrispondenza del piano di coda di un elicottero AW139

2.4 Propagazione delle cricche

La filosofia damage tolerance, dunque, ammette la presenza di cricche all'interno del materiale che rappresentano in sostanza degli spazi vuoti dove la tensione applicata sul componente non riesce a scorrere, questo significa che ci sono zone all'interno del materiale dove le tensioni sono intensificate per compensare la presenza di cricche e zone vuote. La presenza delle cricche modifica la distribuzione dei carichi determinando un aumento dei livelli di sollecitazione e stress; tramite test e osservando i diagrammi di Wöhler è possibile infatti affermare che lo stesso pezzo perviene a rottura molto prima se è presente al suo interno una cricca.

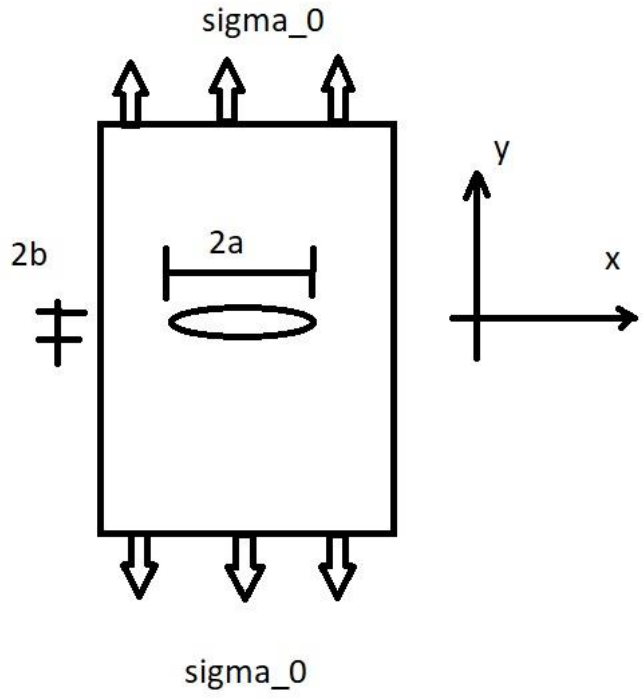


Figura 19: schematizzazione di una cricca ellittica che porta all'intensificazione degli sforzi

Per spiegare questo fenomeno viene introdotto il fattore di intensificazione degli sforzi K_t che è un fattore che tiene conto dell'amplificazione della tensione σ_{max} in prossimità di fori o cricche sulla superficie di un pannello/componente.
Esso tiene conto dell'aumento dei livelli di sollecitazione nell'intorno di un foro.

$$K_t = \frac{\sigma_{max}(\text{foro})}{\sigma_{max}(\text{no foro})}$$

Il carico non si trasmette attraverso un foro o una cricca, tale vuoto di materiale modifica la distribuzione di carico e quindi la sua presenza amplifica gli sforzi.

K_t può anche essere scritto come $K_I = \sigma_0 * \sqrt{a * pi}$

Da questa formula è evidente come conoscere il valore di K_I permetta di ricavare il valore di σ_0 che porta all'accrescimento della cricca; quindi, sapendo la dimensione dei difetti all'interno di un materiale, si può valutare il fattore di intensificazione degli sforzi del componente e, noto lo sforzo a cui è sottoposto, si può conoscere quale valore lo porterà a rottura.

Il passo successivo ora è proprio capire quando la cricca sarà sottoposta ad uno sforzo tale per cui avvenga la propagazione. Si occupò di questo l'ingegnere inglese Alan Arnold Griffith (13 Giugno 1893 - 13 Ottobre 1963) che portò alla nascita della teoria di Griffith; questa teoria, sviluppata sulla base di numerose prove in laboratorio su dei provini intagliati al fine di simulare la presenza di cricche, mette in relazione la lunghezza della cricca con l'energia necessaria alla sua propagazione. Risulterà successivamente evidente come l'energia spesa per allargare la cricca sia uguale all'energia accumulata dal pannello.

Si introduce la Strain Energy Realease Rate (G)

$$G = \frac{dU}{t * da}$$

Questa teoria ricava la quantità di energia necessaria ad una cricca per crescere da un'ampiezza A nota ad un'ampiezza A+da. Se viene applicata su un componente un'energia proprio pari a G ci si troverà in una situazione critica, legata alla dimensione iniziale della cricca presente, dunque si avrà la propagazione della cricca.

Il lavoro delle forze esterne applicate viene accumulato nel pannello e questa energia viene spesa per far accrescere la cricca, mentre per un'energia minore la cricca non propaga.

Andando a diagrammare la dimensione della cricca in funzione dell'intera vita dell'elemento esaminato si può notare che per un certo periodo di tempo la cricca non modifica la sua dimensione, questo tempo prende il nome di tempo di incubazione e la cricca rimane dunque costante, superato un certo numero di cicli la cricca inizia la sua crescita fino a quando raggiunge la dimensione critica e bisogna appunto provvedere alla sostituzione del componente.

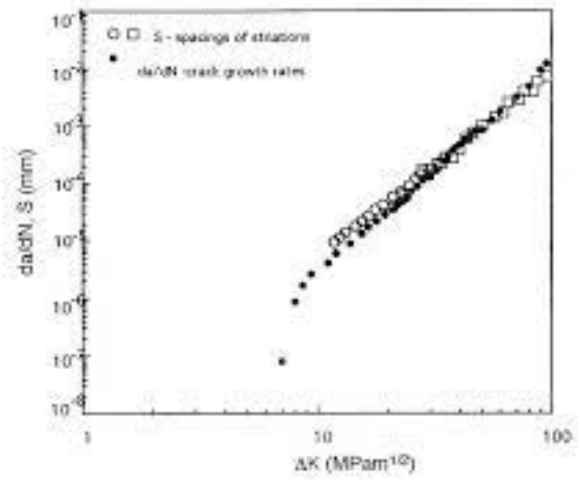


Figura 20: curva della crescita della cricca ricavata sperimentalmente

La crescita della cricca segue la velocità di accrescimento $\frac{\mathrm{da}}{\mathrm{dN}}$ che prende il nome di velocità di accrescimento della cricca che è rappresentata dall'inclinazione della curva che viene ricavata sperimentalmente mediante prove su provini portati a rottura e che può essere studiata tramite diverse leggi di propagazione.

Una delle relazioni più semplici che può essere usata per definire le leggi di propagazione delle cricche è la legge di Paris. Il grafico seguente fa riferimento a tale legge.

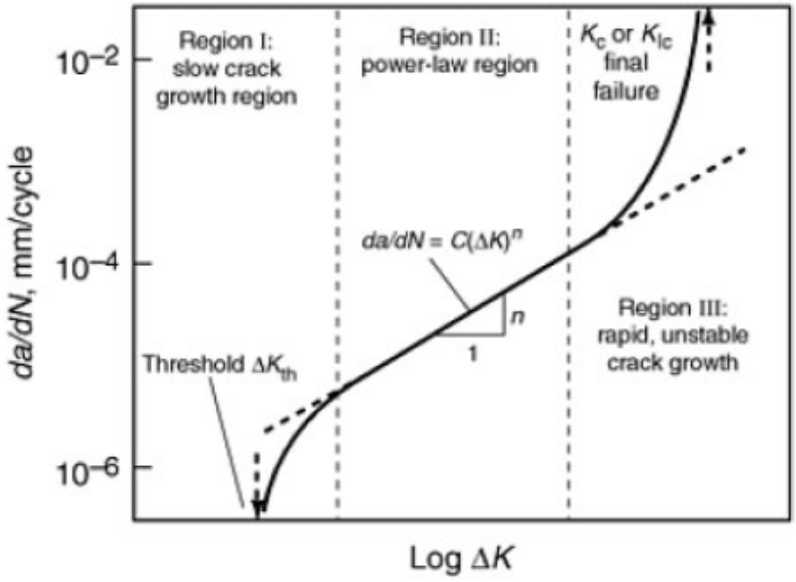


Figura 21: curva di Paris

Legge di Paris

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

dove *C* e *m* sono dei valori sperimentali che dipendono: *C* dal tipo di carico e *m* dal materiale.

La legge di Paris, dunque, è un'equazione della crescita delle cricche che fornisce il tasso di crescita a fatica di una cricca; il fattore di intensificazione degli sforzi K caratterizza il carico attorno alla cricca e viene dimostrato sperimentalmente che la velocità di crescita della cricca è funzione dell'intervallo di intensità della sollecitazione ΔK che si riscontra in un ciclo di caricamento (la fatica genera una variazione del fattore di intensificazione degli sforzi).

Altre leggi di propagazione che sono state studiate sono più complesse e spesso sono delle variazioni fatte alla legge di Paris per renderla più dettagliata in determinati frangenti di utilizzo; un esempio è la legge di Forman

$$\frac{da}{dN} = \frac{\mathrm{C}(\Delta\mathrm{K})^m}{(1-R)K_{cr}-\Delta K}$$

$$\text{con } R=K_t=\frac{\sigma_{\max}(\text{foro})}{\sigma_{\max}(\text{no foro})}$$

2.5 Interventi manutentivi sulle cricche

Per la manutenzione di tipo condition monitoring le ispezioni sono, come è stato già detto, essenziali, infatti, tramite esse si controlla lo stato dei componenti per sostituirli nel momento giusto. Per le parti soggette a limite di vita, stabilito mediante prove di laboratorio, si procede con la loro sostituzione alla scadenza del tempo; per componenti meno critici, invece, il segreto di una buona manutenzione risiede nel monitorarne lo stato e nell'identificare il momento in cui le imperfezioni o cricche raggiungono la dimensione critica e di conseguenza il pezzo va sostituito.

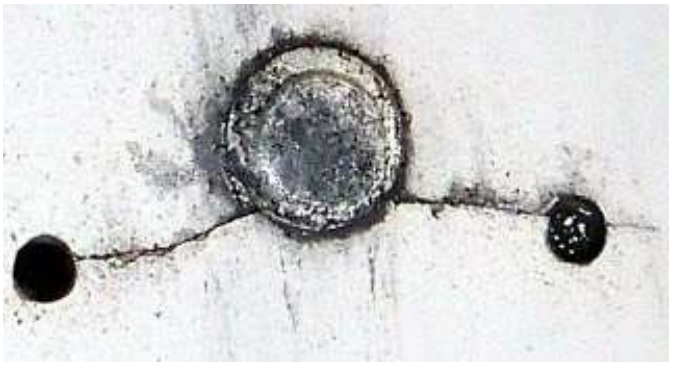


Figura 22: esempio di cricca con fori per bloccarne la propagazione

Di norma al raggiungimento della dimensione critica della cricca il pezzo deve essere cambiato, ma talvolta possono essere effettuati degli interventi manutentivi che possono consistere nell'aggiunta di elementi di irrigidimento o sostituzione di alcune parti. Di seguito si può osservare come si effettua la riparazione di un pannello che risulta danneggiato per la presenza di una cricca di dimensioni eccessive.

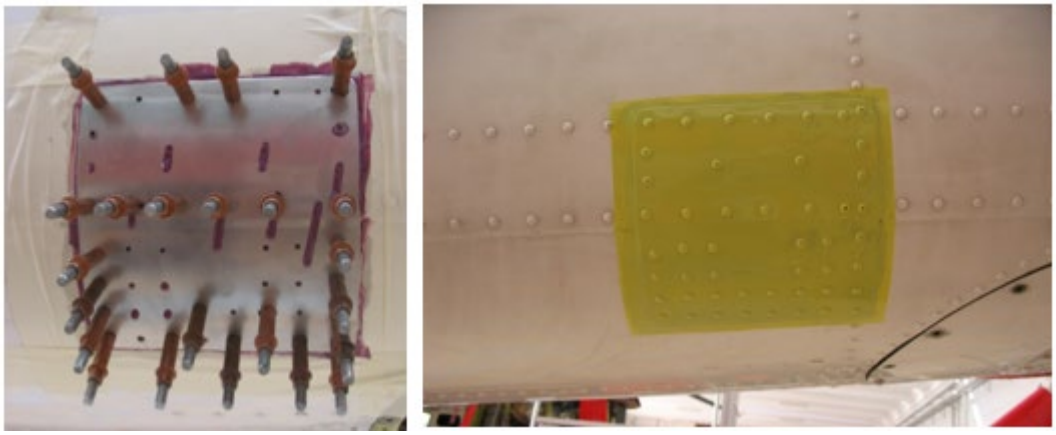


Figura 23: intervento di incollaggio di un pannello sostituito a seguito della presenza di una cricca

L'intervento ovviamente è eseguito in modo conforme a quanto riportato sul manuale di manutenzione; per procedere alla manutenzione vengono quindi seguite le istruzioni che identificano procedimenti, materiali e attrezzature da utilizzare.

Capitolo 3

Dinamica e controllo delle vibrazioni

3.1 Le vibrazioni

La vibrazione è l'oscillazione o il movimento fisico di un componente meccanico rispetto a una posizione di riferimento attorno a un punto di equilibrio. Si ha quindi la presenza di vibrazioni quando un corpo viene spostato dalla sua posizione di equilibrio e, nel riprendere la sua posizione iniziale, compie una serie di oscillazioni intorno all'asse di equilibrio, accompagnate da scambio di energia meccanica.
La criticità delle vibrazioni risiede proprio in questo scambio di energia, quindi, è importante riuscire a darne un'interpretazione sia ai fini del progetto dell'aeromobile sia per la loro mitigazione in sede manutentiva e nel quadro operativo dell'elicottero.
È dunque essenziale evitare l'instaurarsi di vibrazioni eccessive a bordo dell'elicottero e con esse di alcuni spiacevoli effetti come affaticamento e disagio fisico per i passeggeri che possono portare anche alla nascita di vertigini e nausea, guasti relativi all'apparecchiatura elettronica e di navigazione, usura e sfregamento di cavi e componenti meccanici e riduzione della vita in esercizio dei componenti soggetti a fatica oltre ad influenzare l'inquinamento acustico prodotto dal velivolo.

Garantire il comfort dei passeggeri e limitare quindi i disagi è ovviamente una priorità; con tale scopo vengono finanziati numerosi studi e progetti da industrie e università in tutto il mondo. L'importanza di questo tema è ben descritta dal seguente estratto di un articolo dell'Institut National de Sciences Appliquées de Lyon, che afferma:

"*Noise and vibrations are major sources of discomfort in helicopter cabins and helicopter manufacturers are seeking to estimate passenger discomfort based on noise and vibration measurements. To this end, series of perceptive experiments have been conducted to link subjective assessments of discomfort to objective measurements. Firstly, it has been shown that noise discomfort is governed by perceived intensity and an acoustic comfort equation has been established based on a sound loudness metric. A second series of tests is presented in this document and aims to estimate the global discomfort due to simultaneous noise and vibrations. Discomfort indicators specific to noise and vibrations were used to create a global discomfort equation. This equation shows a similar contribution to the global discomfort from the two sources but demonstrates an interaction term which disadvantages comfort if one of the sources is dominant.*"

Nonostante il grande interesse per il comfort dei passeggeri e l'attenzione alla riduzione dei rumori all'interno della cabina, il motivo più importante per cui le vibrazioni del velivolo devono essere limitate il più possibile è l'affaticamento dei materiali, al fine di evitare il danno cumulativo su componenti e l'accrescimento delle cricche.

L'entità dei livelli vibratori, infatti, è strettamente correlata ai costi di esercizio di un aeromobile e si può dimostrare che un decremento dei livelli di vibrazione riduce in ugual misura i costi della manutenzione non pianificata e permette di aumentare la vita dei componenti stessi.

Nello studio delle vibrazioni in ambito elicotteristico i principali responsabili nel generare vibrazioni sono, ovviamente, i rotori in quanto ci troviamo di fronte a degli organi posti in rotazione. Per il rotore principale le vibrazioni si dividono in massiche e aerodinamiche.

- Massiche: le vibrazioni di origine massica sono quelle indotte dallo sbilanciamento inerziale del rotore; questo sbilanciamento produce una ciclicità delle azioni centrifughe che è di fatto un'azione nel piano del mozzo che si traduce in vibrazione. La variazione della distribuzione di massa del rotore è quindi uno dei fenomeni che bisogna tracciare per cercare di capire quali sono i meccanismi che inducono i livelli di vibrazione per effetto della distribuzione massica.
  Infatti, un disco perfettamente bilanciato (staticamente e dinamicamente), messo in rotazione intorno all'asse polare, segue il moto circolare con accelerazione centrifuga uniforme durante la rotazione. Se, invece, viene aggiunta una massa in posizione eccentrica, la variazione locale della forza centrifuga induce uno squilibrio tale per cui la struttura di supporto dell'asse di rotazione assorbe gli effetti di questo sbilanciamento, subendo una sollecitazione alternata ogni qualvolta la massa passi per posizioni in opposizione di fase sul ciclo di rotazione.
  Il tempo richiesto per completare un ciclo rappresenta il periodo di rotazione e la frequenza della vibrazione.
  Questi effetti, dunque, sono tipicamente vibrazioni nel piano.

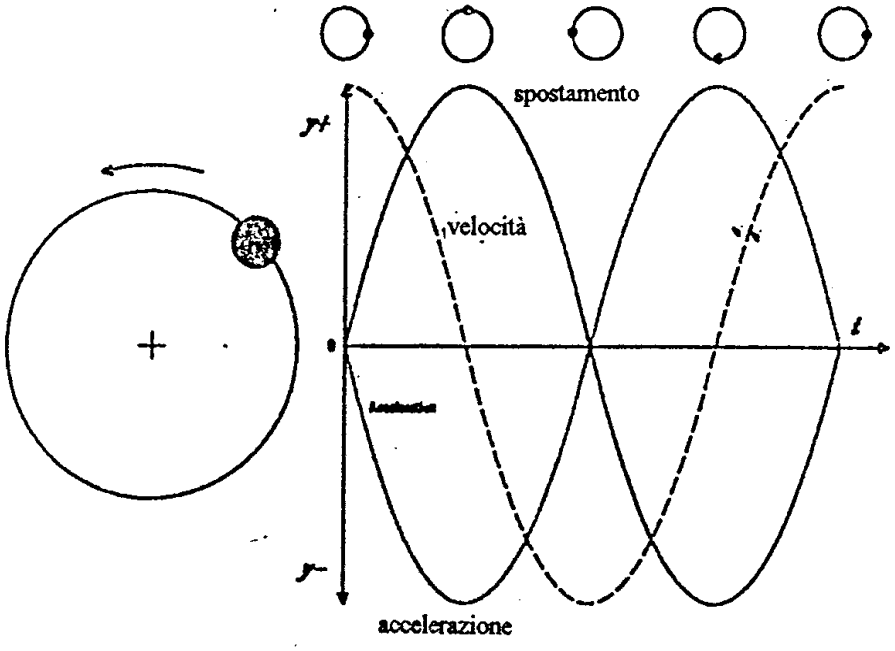


Figura 24: andamento nel tempo delle vibrazioni

- Aerodinamiche: nascono dal comportamento aerodinamico dei rotori e in questo caso sono delle vibrazioni ortogonali al piano del rotore. Essendo che l'aerodinamica del rotore cambia con il rapporto di avanzamento ecco che anche le vibrazioni cambiano in funzione del rapporto di avanzamento e quindi in funzione dei vari regimi di volo che caratterizzano l'elicottero.
  Queste vibrazioni derivano dalla natura oscillatoria dei carichi aerodinamici che sono applicati alle pale, le quali li trasmettono al mozzo e di conseguenza a tutto l'elicottero tramite il rotore.
  L'intensità delle vibrazioni di origine aerodinamica dipende, come sopraccitato, dal rapporto di avanzamento. Solitamente nel volo a punto fisso i livelli di vibrazione derivanti dalle azioni aerodinamiche sono contenuti, mentre si ha un picco per rapporto di avanzamento pari a 0.1; questo picco è dovuto alla scia indotta del rotore oltre che all'interazione delle pale tra di loro per effetto della cosiddetta blade vortex interaction, ovvero un fenomeno dovuto alle pale che, nel moto rotazionale nel ciclo azimutale, inseguendo la pala precedente ne incontrano la scia e questo ha un effetto aerodinamico che si traduce in non stazionarietà dei carichi, che è vista dalla pala come una vibrazione di origine aerodinamica. Per il valore di μ (rapporto di avanzamento) pari a 0.1, quindi, si ha la massimizzazione sia dell'interazione della scia del rotore con la fusoliera sia dell'interazione della scia del rotore con le pale stesse e questo causa un picco delle vibrazioni.
  All'aumentare della velocità di crociera tali effetti si mitigano con una conseguente diminuzione del livello complessivo di vibrazioni. A velocità di crociera molto alte si ha nuovamente un'intensificazione di queste dovuta a problematiche legate alla compressibilità in quanto l'estremità delle pale in avanzamento può arrivare a possedere una velocità relativa rispetto all'aria di oltre 700 km/h.

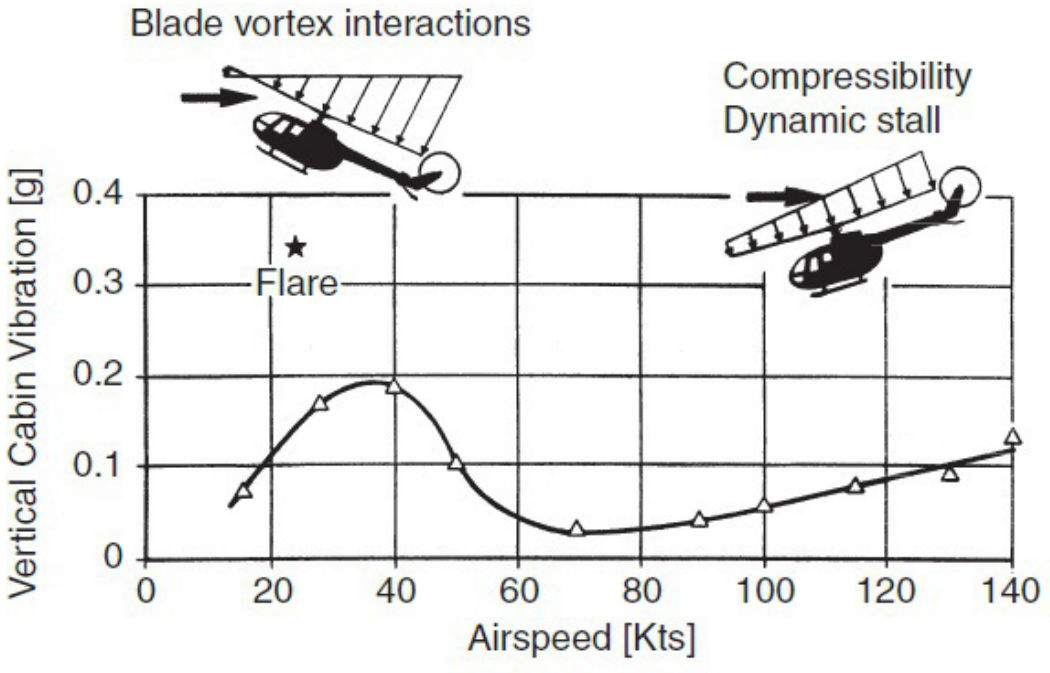


Figura 25: andamento del livello vibratorio in funzione della velocità

Queste vibrazioni verticali nascono perché idealmente le pale dovrebbero seguire un moto circolare tracciato dal passaggio delle loro estremità, con uno sfasamento che ovviamente è pari a 2*π/(numero pale), che viene detto rotor track (traccia del rotore) e questa traiettoria circolare ideale deve appartenere al tip path plane ovvero il piano del disco rotore (TPP).

Se il rotore è un rotore allineato significa che non sono presenti sdoppiamenti di traccia, ovvero le pale seguono esattamente tutte la stessa traiettoria ma, perché questo avvenga, tutte devono avere esattamente gli stessi effetti aerodinamici sul ciclo azimutale e successivamente gli stessi effetti inerziali. Tuttavia, se una pala presenta, in un certo momento del ciclo azimutale, una risultante aerodinamica diversa da quella delle altre, è inevitabile che la traiettoria compiuta da questa pala sia diversa da quella delle altre che compongono il rotore, si dice dunque che la pala è out of track. Un rotore non è bilanciato aerodinamicamente quando i carichi non sono ciclicamente uguali su tutte le pale e ciò porta ad avere variazioni periodiche dei carichi che si traducono in vibrazioni il cui livello è funzione della differenza dei carichi sulle pale stesse.

Se le pale sono aerodinamicamente identiche non ci sarà la nascita di vibrazioni aerodinamiche ma potrebbero comunque nascere oscillazioni di origine massica dovute quindi ad asimmetrie nella distribuzione di massa. Questa asimmetria può nascere durante l'esercizio per via di abrasioni, danneggiamenti, sfregamenti o impatti di piccola entità; tutto ciò viene percepito dalle azioni centrifughe come un'eccentricità del rotore che porta alla nascita di vibrazioni di origine massica, quindi vibrazioni di tipo orizzontale.

Queste due tipologie di vibrazioni, che comunque sono strettamente correlate, sono gestite sia durante la fase di progettazione, ad esempio tramite l'introduzione di smorzatori, sia durante la manutenzione con delle tecniche distinte per vibrazioni orizzontali o verticali; generalmente vengono mitigate prima quelle di origine aerodinamica e successivamente si correggono le vibrazioni di origine massica (questi aspetti verranno approfonditi in seguito).

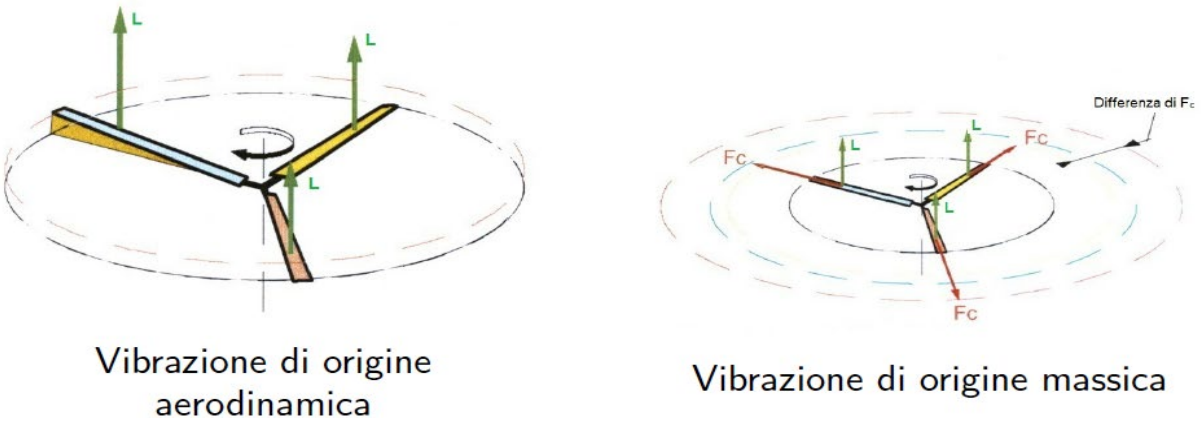


Figura 26: tipologie di vibrazioni

Se dal punto di vista teorico è chiaro come ottenere un rotore perfettamente simmetrico, dal punto di vista pratico questo risulta essere molto complesso in quanto il moto delle pale viene influenzato dalla precisione dell'installazione e del fissaggio sul rotore, nonché dalle regolazioni delle aste di comando, dall'abrasione meccanica dei vincoli e dei fissaggi, dal consumo dei supporti della biella di comando del passo e dall'usura in esercizio della pala stessa, dunque gli interventi manutentivi risultano essere estremamente delicati e di vitale importanza per il controllo delle vibrazioni del rotore.

Misura delle vibrazioni

Le vibrazioni periodiche sono caratterizzate da alcune grandezze:

- Ampiezza: ci si riferisce ad un'intensità che può riferirsi ad uno spostamento, ad una velocità o ad un'accelerazione.
- Ciclo: moto completo che si ripete.
- Fase: si utilizza come riferimento una pala ad un determinato angolo azimutale.
- Periodo: tempo per completare un ciclo.
- Frequenza: reciproco del periodo.

L'accelerazione viene misurata dagli accelerometri, ad oggi all'interno degli elicotteri ne sono presenti moltissimi; questi sono degli elementi prognostici che monitorano continuamente i componenti dal punto di vista delle vibrazioni nell'ottica di prevedere eventuali interventi manutentivi legati a danneggiamenti e malfunzionamenti. La descrizione più dettagliata di posizioni e funzionamento degli accelerometri verrà affrontata all'interno del capitolo dedicato al sistema HUMS.

I segnali che vengono rilevati e misurati a bordo dell'elicottero devono poi essere analizzati in contenuto di frequenza attraverso l'analisi di Fourier che permette di estrarre il contenuto armonico del segnale; in questo modo, è possibile scrivere i dati passando dal dominio del tempo al dominio delle frequenze. Questo è positivo in quanto l'analisi nel dominio delle frequenze fornisce, per i problemi dove applicabile, molte più informazioni rispetto alla controparte temporale.

La prima grandezza che viene utilizzata è la Power Spectral Density (PSD), che è la trasformata di Fourier della funzione di autocorrelazione, la quale a sua volta descrive la correlazione di una funzione (la risposta o l'accelerazione in input) con sé stessa in punti separati del tempo. In sostanza la PSD quantifica la distribuzione della potenza del segnale rispetto ad una data frequenza.

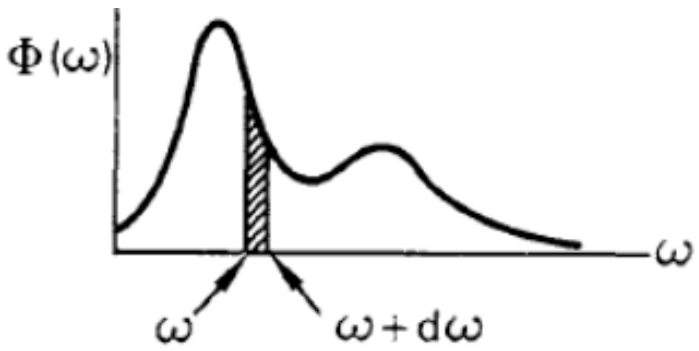


Figura 27: esempio di spettro di potenza o Power Spectral Density (PSD)

Quindi, nota questa grandezza che è ricavabile sfruttando lo strumento matematico delle serie di Fourier attraverso la funzione di autocorrelazione, si è in grado di calcolare la risposta del sistema alla PSD in input. Infatti, sfruttando la funzione di trasferimento (H), che racchiude al suo interno le caratteristiche del sistema, è possibile relazionare la risposta del nostro sistema con l'input dato dalle vibrazioni randomiche lette sotto forma di spettro di potenza.
In sostanza si tratta di esprimere la forzante F(t) in serie di Fourier. Si ricava, quindi, la risposta dinamica del sistema come sovrapposizione dei diversi contributi espressi nei termini di una funzione di trasferimento. Quest'ultima descrive la risposta del sistema dato un input periodico.
Questo è molto importante, perché, dato uno spettro in uscita, sfruttando l'equazione di Rice è possibile andare a ritroso e ottenere il numero di picchi, ovvero il numero di volte per cui una grandezza di nostro interesse supera un certo valore soglia (numero di superamenti).

Con "numero di superamenti" viene indicato quel valore che dice, rispetto ad un carico, quante volte questo è stato superato. Questo è importante nel progetto a fatica perché permette di conoscere come si sta modificando lo stato di tensione ed eventualmente se una cricca di una certa dimensione iniziale "a" sta crescendo. Come detto, per fare ciò viene utilizzata l'equazione di Rice.

Equazione di Rice:

$$N(Y)=N_0 * e^{\frac{-1}{2}*\frac{Y}{\sigma y}}$$

Dove:

N_0 rappresenta il numero di attraversamenti dello zero.

Y rappresenta il valore del carico che si intende andare a studiare.

N(Y) fornisce, appunto, il numero di superamenti che sono avvenuti rispetto al carico di valore Y.

σ_y invece è il parametro che relaziona il numero di superamenti con le grandezze in ingresso, infatti, σ_y rappresenta il valore quadratico medio della power spectral density.

Dalla power spectral density, in questo modo, è possibile ricavare quest'ultimo parametro σ_y che permette di arrivare al numero di superamenti di un certo valore soglia; a questo punto, tornando al discorso della propagazione delle cricche, è possibile andare a valutare la crescita della cricca stessa in quanto il numero di picchi calcolato sfruttando l'equazione di Rice può essere utilizzato come numero di carichi all'interno dell'equazione di Paris per il calcolo dell'accrescimento della cricca perché, come è stato detto precedentemente, dalla curva di Wöhler è possibile osservare che solamente i carichi con intensità superiore ad una certa soglia portano dei danni all'interno dei componenti.

Si avrà dunque la velocità di accrescimento della cricca scritta in funzione del numero dei cicli di carico come visto precedentemente dall'equazione di Paris:

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

Dove *C* e *m* sono dei valori sperimentali, *ΔK* è funzione dell'intervallo di intensità della sollecitazione, *dN* è il numero di cicli e l'ultima incognita che rimane è proprio il valore *Δa* di accrescimento della cricca.

3.2 Frequenze

In tutto questo studio il punto di partenza che fornisce gli input per i calcoli è la misura delle vibrazioni e dunque delle loro ampiezze e frequenze; si andrà quindi ad approfondire maggiormente questi aspetti vista la loro importanza.

Le vibrazioni in ambito elicotteristico possono essere divise in base alla frequenza che le contraddistingue.

- Bassa frequenza: da 0 a 10 Hz, sono sempre associate al rotore principale. Le vibrazioni verticali a bassa frequenza sono indotte dal disallineamento aerodinamico del rotore, ovvero dal rotore fuori traccia, mentre quelle orizzontali compaiono quando esso non è perfettamente bilanciato. Questo tipo di vibrazioni a bassa frequenza sono facilmente identificabili in quanto sono avvertibili in fusoliera anche dal pilota e dei passeggeri in particolar modo attraverso il pianale e la leva del comando ciclico.
  Queste vibrazioni creano grande disagio fisico all'equipaggio e ai passeggeri in quanto alcuni organi umani hanno pulsazioni naturali che cadono all'interno di questo campo di frequenza. Per questo motivo sono costruite delle curve di tolleranza per le vibrazioni che vengono tracciate sperimentalmente in funzione del tempo di esposizione ad un determinato livello di vibrazione.

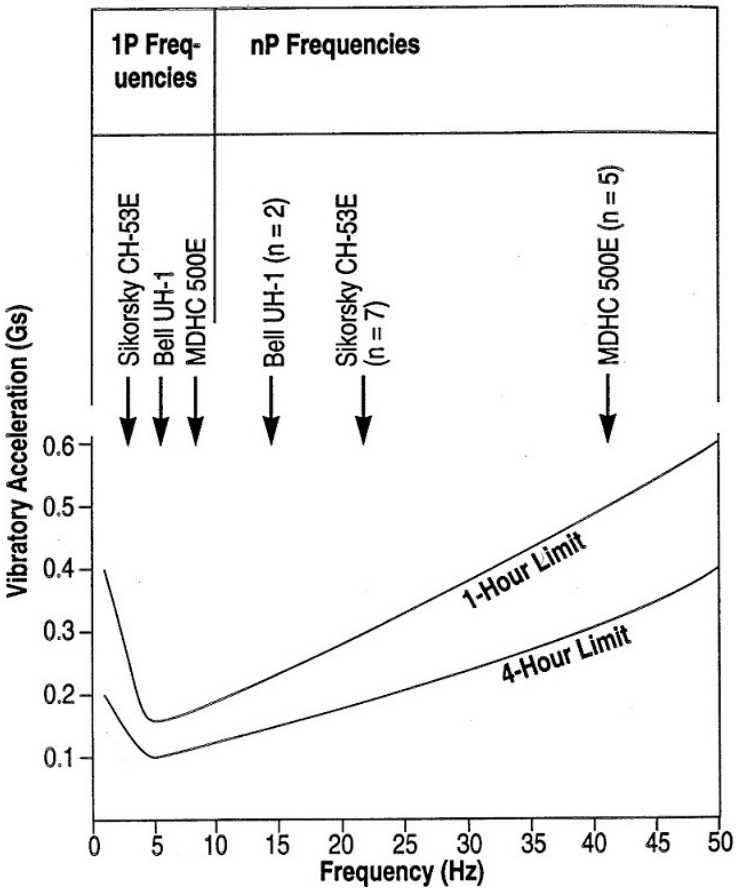


Figura 28: frequenze di vibrazione tollerabili dal corpo umano

- Media frequenza: da 10 a 30 Hz, sono vibrazioni intrinseche associate alla maggior parte dei rotori che non è possibile andare ad eliminare attraverso procedure di correzione e mitigazione, infatti, queste frequenze vengono sempre trasmesse al corpo del mozzo. L'origine di queste vibrazioni è legata all'andamento della portanza della pala durante il volo traslato che è definita come la somma di armoniche ben definite, con una frequenza che è pari a quella di rotazione del rotore e ai suoi multipli. La distribuzione di portanza sollecita la pala in flappeggio e questa risponde in base alle caratteristiche dinamiche in modo da non descrivere un cono perfetto in volo avanzato; queste oscillazioni vengono ricombinate dal mozzo che agisce come un modulatore dinamico delle azioni che vengono viste dalla pala e che vengono ritrasmesse al sistema non rotante. Tramite la manutenzione non è possibile abbattere tali vibrazioni, tuttavia, esistono dei sistemi di controllo attivo delle vibrazioni che si basano su dei circular force generators (CFG), generalmente posti nel pianale dell'elicottero, che sono in grado di agire su determinate frequenze assorbendo gran parte delle armoniche provenienti dal rotore.

- Alta frequenza: vanno da 30 fino a quasi 100 Hz, sono indotte dai componenti con velocità angolare alta e quindi in maggior parte sono derivanti dalla meccanica di trasmissione e dal rotore di coda. Queste vibrazioni non hanno una grande incidenza sul comfort, tuttavia, sollecitano la struttura portando all'innesco delle cricche, all'usura dei cuscinetti e delle guarnizioni e vanno quindi ad incidere sulla vita a fatica dell'intero elicottero. Questi tipi di vibrazioni si cerca di contenerli in fase progettuale andando a svolgere delle analisi modali ad n gradi di libertà e successivamente delle analisi sperimentali, tuttavia, questo procedimento è molto complesso e costoso.

Visti i grandi disagi che le vibrazioni portano al corpo umano è stata elaborata una normativa, la ISO2631 del 1978, che definisce i limiti accettabili per vibrazioni trasmesse agli individui. Questa norma indica i limiti di esposizione per l'intero corpo quando soggetto a vibrazioni nell'intervallo di frequenza tra 1 e 80 Hz. Tratto da tale normativa, di seguito è riportato un diagramma riguardante i valori limite delle vibrazioni verticali accettabili per il mantenimento dell'efficienza.

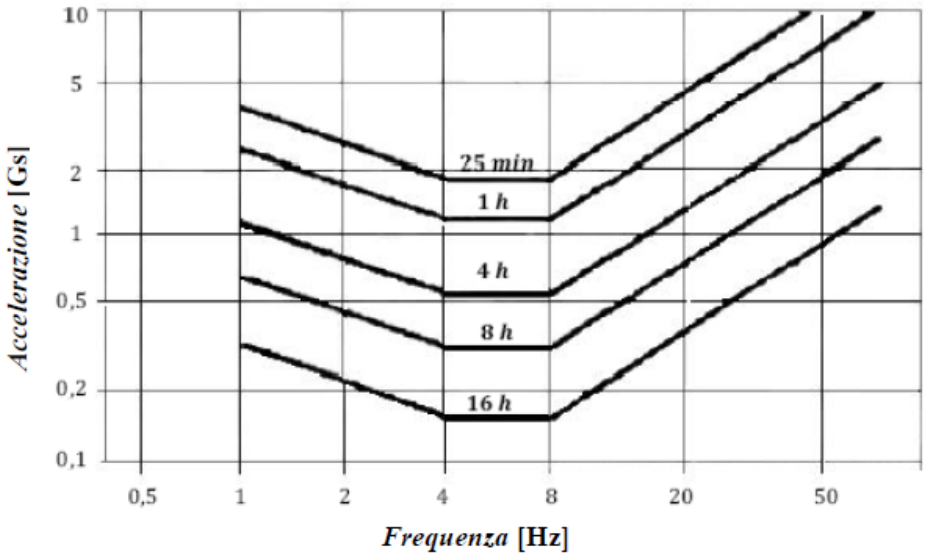


Figura 29: diagramma delle vibrazioni verticali sostenibili dal corpo umano per il mantenimento dell'efficienza

Capitolo 4

Sistemi diagnostici

4.1 Health and usage monitoring system (HUMS)

Con il termine HUMS si intende un sistema in grado di registrare diversi dati di volo e fornire un'indicazione sullo stato di salute dei componenti dell'elicottero. Questi sistemi sono nati dopo gli anni '70 e '80 del secolo scorso, a seguito dell'alto tasso di incidenti registrati, al fine di monitorare lo stato di salute e di integrità dei rotori e dei sistemi di trasmissione poiché al loro interno sono presenti un gran numero di parti rotanti critiche.

Questi sistemi sono basati su sensori e accelerometri che misurano la salute, la performance dei componenti critici e quella dell'intero aeromobile e sono in grado di valutare l'utilizzo complessivo e la salute del velivolo eseguendo una diagnostica in tempo reale attraverso l'elaborazione delle informazioni ricevute tra cui la velocità, il momento, la temperatura, nonché le vibrazioni.

Analizzando lo spettro vibratorio rilevato e conoscendo le velocità di rotazione di ciascun componente rotante, si potrà valutare l'incidenza che ogni singolo componente ha sulla vibrazione complessiva e, conoscendo il valore caratteristico nel caso di componenti nuovi e correttamente funzionanti, si potranno rilevare ed individuare discostamenti ed eventuali anomalie. Le funzioni tipiche di un sistema HUMS quindi sono il monitoraggio di trasmissione e motore, la registrazione dei dati di volo, il monitoraggio di eventuali anomalie diagnostiche e i dati riguardanti il bilanciamento e tracking del rotore. Grazie a queste informazioni il ciclo di vita dell'aeromobile può essere gestito in modo più funzionale, infatti, questo sistema è un caposaldo della manutenzione di tipo condition monitoring che permette appunto un attento monitoraggio dell'utilizzo dei componenti consentendo di effettuare una manutenzione pratica basata sulle condizioni reali dei componenti e permettendo una pianificazione efficace della stessa con conseguente risparmio in termini di costi e di tempo.

Questi sistemi inoltre facilitano la ricerca di guasti (in inglese "troubleshooting") e la successiva loro risoluzione grazie ai parametri raccolti, infatti i dati di molti velivoli dello stesso tipo è possibile confrontarli su scala statistica identificando le possibili cause di guasto. In questo modo si possono risparmiare lunghe e complesse ispezioni. Un ulteriore aspetto molto importante è rappresentato dalla possibilità di controllo della correttezza del lavoro effettuato: a seguito di un intervento manutentivo, si può capire immediatamente se si è svolto un lavoro corretto e funzionale attraverso il riscontro del miglioramento dei parametri.

4.2 Vibration health monitoring (VHM)

L'HUMS è un sistema che, come detto, può essere classificato come sistema di manutenzione condition-based (CBM) ovvero verifica l'effettiva usura dei componenti e il funzionamento corretto degli apparati.

Questo tipo di manutenzione è noto anche come "manutenzione predittiva" poiché lo stato di una macchina viene previsto grazie al regolare monitoraggio delle condizioni e gli interventi vengono eseguiti al momento ottimale. Questo monitoraggio si basa anche sull'analisi delle vibrazioni e dei lubrificanti.

Il sistema VHM (Vibration Health Monitoring) è un elemento dell'HUMS introdotto intorno agli anni '90 su elicotteri del Regno Unito che operavano nel Mare del Nord in operazioni offshore ed è stato uno dei primi sistemi dedicato al monitoraggio delle vibrazioni sull'aeromobile. Questo sistema è stato in grado di rilevare all'epoca circa il 70% delle modalità di guasto verificatesi sui componenti monitorati da tale sistema.

Ad oggi questi sistemi sono ormai diffusamente utilizzati e sono caratterizzati dall'utilizzo di decine di accelerometri e sensori che permettono la misurazione di vibrazioni dovute ai componenti rotanti come riduttori, cuscinetti, alberi, motori e rotori. Questi sistemi misurano le vibrazioni e altri parametri in varie condizioni di volo e collezionano i dati che poi a terra vengono visualizzati sulle ground stations, elaborati dal software e valutati dai tecnici.

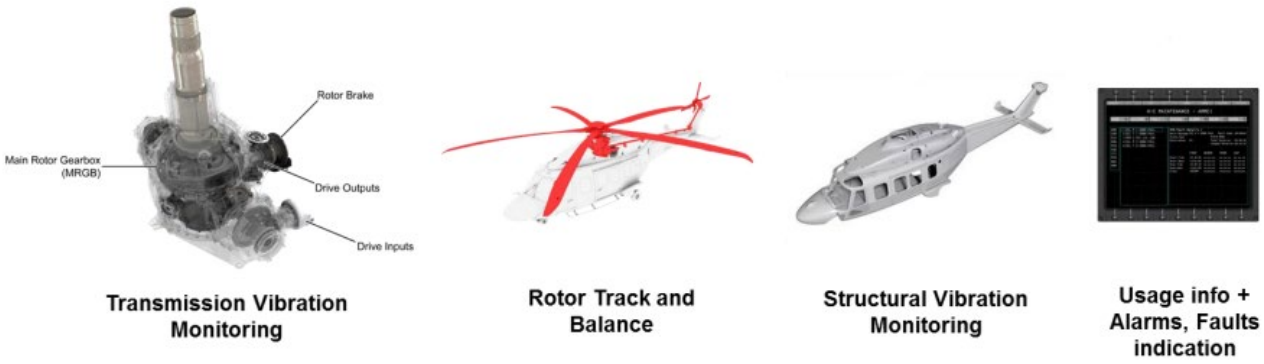


Figura 30: sottofunzioni del sistema VHM

Questo sistema è suddiviso a sua volta in vari gruppi di sensori incaricati del monitoraggio di alcune parti e componenti:

- Il sistema di monitoraggio delle vibrazioni della trasmissione (TVM) è un dispositivo di bordo usato per monitorare l'integrità dei componenti del sistema di trasmissione e per rilevare malfunzionamenti o guasti imminenti. Le sue capacità diagnostiche derivano dall'applicazione di una serie di algoritmi di analisi che analizzano i segnali di vibrazione

acquisiti dagli accelerometri installati sul sistema di trasmissione del rotore. Gli algoritmi di analisi, partendo dai dati analogici di vibrazione, generano una serie di indici di salute che possono essere direttamente correlati allo stato di salute dei componenti della trasmissione. Il monitoraggio di tutti i componenti primari della trasmissione è ottenuto attraverso l'esecuzione di un insieme di analisi sincrone (ognuna delle quali dedicata all'analisi di un singolo ingranaggio o albero), analisi asincrone (con l'analisi dello spettro del segnale per ciascun accelerometro) e analisi time history (con due analisi, acquisite con diversi accelerometri e acquisite con larghezza di banda diversa, per ciascun segnale dell'accelerometro).

- Il sistema di tracciamento e bilanciamento del rotore (RTB) viene utilizzato per ridurre al minimo le vibrazioni dei rotori principale e di coda. Il sistema di bordo acquisisce i segnali delle vibrazioni in regimi di volo appropriati e trasferisce i dati alla stazione di terra per il calcolo delle regolazioni da effettuare nel caso in cui i dati dei rotori siano non rispondenti ai requisiti richiesti. Il sistema RTB di bordo è anche in grado di registrare numerosi altri dati di volo (questo sistema verrà approfondito in seguito).

- Il sistema di monitoraggio delle vibrazioni strutturali (SVM) viene utilizzato per valutare le vibrazioni relative a fonti note, monitorate e registrate in punti particolari della cellula; queste fonti includono le armoniche del rotore e degli alberi di trasmissione. Il sistema SVM di bordo acquisisce i segnali di vibrazione in regimi di volo appropriati, verifica i livelli rispetto alle condizioni di volo, controlla i livelli rispetto ai limiti previsti dalla normativa ISO2631 e trasferisce i dati alla stazione di terra per l'elaborazione diagnostica.

- Trasmissione, motori e rotori sono i componenti maggiormente monitorati vista la loro importanza e il grosso contributo che essi portano ai fenomeni vibratori che interessano il velivolo; oltre ad essi, vi sono però altri sensori in vari punti della struttura che permettono di raccogliere dati utili al monitoraggio della macchina e che forniscono informazioni sull'utilizzo e sui dati di volo (Alarms and Faults indication).

Oltre alla loro collocazione e al numero, anche il metodo di installazione ha un effetto molto rilevante sulle performance di monitoraggio. La scelta di questa collocazione deve essere studiata in modo tale che tutte le vibrazioni processate siano il più possibile pulite dal rumore di fondo di altre vibrazioni non inerenti all'apparato sotto osservazione ma anche in modo che si riferiscano a specifiche modalità di guasto dei componenti al fine di rilevare cambiamenti che influiscano sulla sicurezza e funzionamento dell'apparato. Infatti, i sensori devono essere in grado di riconoscere le vibrazioni tipiche di un certo sistema, discriminando quelle che appartengono invece ad altri apparati, identificandole ed escludendole dalle analisi.

In questo modo, vista anche la complessità del sistema, viene garantito un segnale efficace per la misurazione effettuata e pulito da interferenze di altre vibrazioni prima che esso giunga alla ground

station, e possa in qualche modo andare a modificare e alterare lo stato di utilizzo effettivo di un apparato, restituendo quindi un'elaborazione falsata della realtà.

Un sistema VHM comprende tipicamente sensori di vibrazione e cablaggio associato, hardware per l'acquisizione e l'elaborazione dei dati, mezzi per scaricare i dati dall'elicottero, una stazione di terra e istruzioni associate per il funzionamento del sistema. I manutentori, vista la complessità del sistema, devono assicurarsi che i sensori funzionino adeguatamente e che la loro calibrazione dopo l'installazione sia corretta.

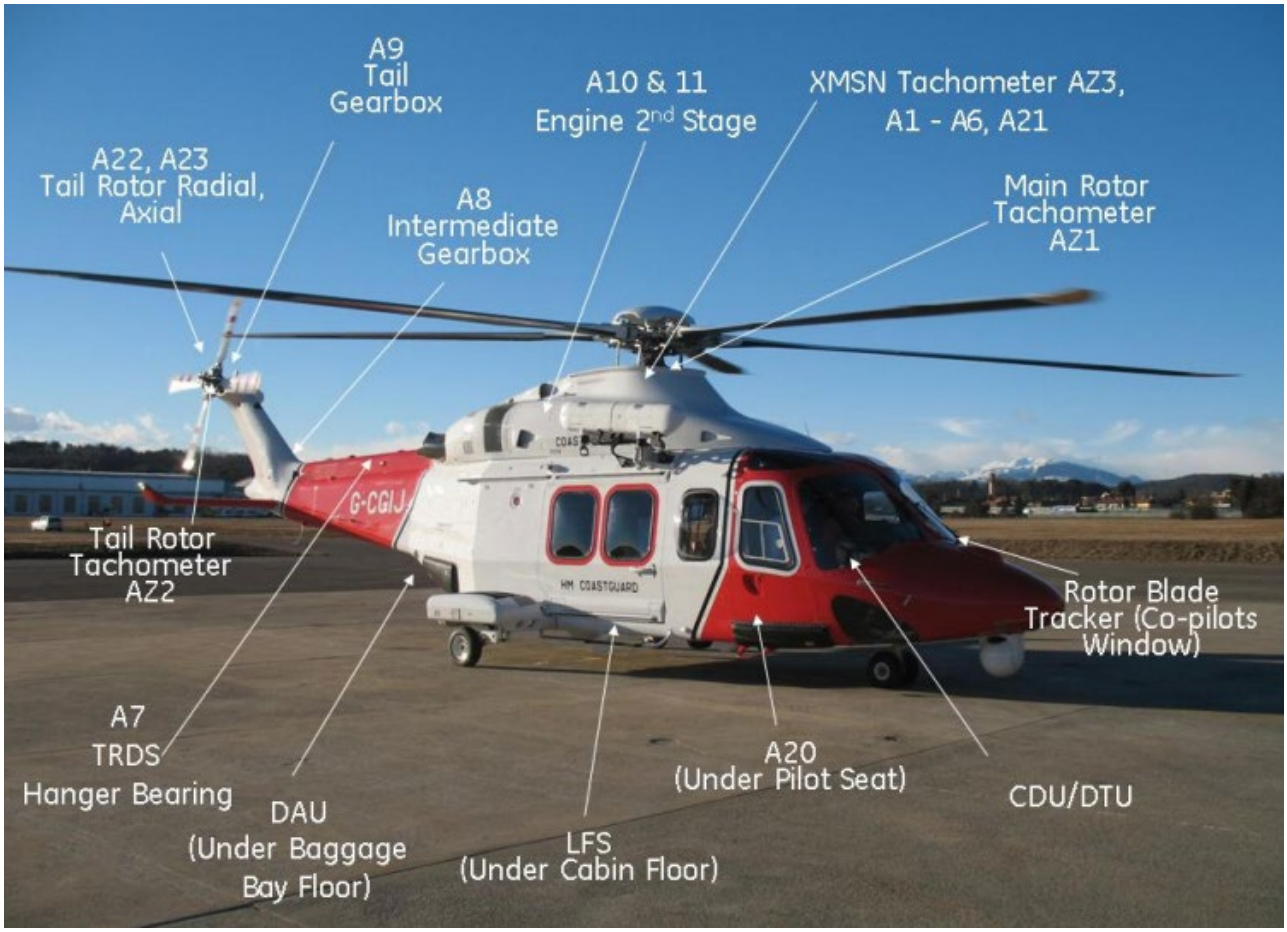


Figura 31: esempi di sensori installati a bordo di un AW139

Il ruolo del pilota in questi processi solitamente consiste solo nella scelta dei parametri da registrare poiché è il sistema che gestisce tutto in modo automatico anche per non affaticare l'equipaggio. Il pregio di questi sistemi è proprio il fatto di essere in grado di eseguire le registrazioni in autonomia e nelle normali condizioni operative dell'elicottero, senza distogliere l'attenzione del pilota, il quale può focalizzarsi sull'esecuzione della missione e solo in caso della necessità d'interventi correttivi sarà necessario allontanare la macchina dal proprio servizio operativo; inoltre il salvataggio dei dati non è responsabilità del pilota, che normalmente interagisce con i display solamente nelle fasi pre o post volo seguendo procedure semplici e intuitive.

4.3 AW139 HUMS

Com'è stato detto, su un elicottero sono presenti numerosi accelerometri e altri tipi di sensori con il compito di monitorare gli organi di nostro interesse. In questa sezione si andrà ad illustrare nel dettaglio il funzionamento del sistema HUMS che equipaggia gli elicotteri 139 della gamma Agusta Westland.

L'HUMS si basa sull'HUMC (Health and Usage Monitoring Computer) che è responsabile dell'interfaccia di tutti gli input, che possono essere schematicamente raggruppati come sensori HUMS dedicati (segnali analogici generati da accelerometri e segnali tachimetrici, che vengono indirizzati direttamente al VDAM ovvero il Vibration Data Acquisition Module e segnali digitali della telecamera di tracking, che vengono interfacciati dall'HUMC) e altri parametri dell'aeromobile. Esso svolge la funzione di interfaccia ingresso/uscita con molti altri sistemi e permette l'acquisizione dei dati sulle vibrazioni di tutti i sensori dedicati. In particolare, l'HUMC è dotato di due moduli di acquisizione dei dati di vibrazione VDAM (Vibration Data Acquisition Module) con il relativo software applicativo OVMS (Vibration Acquisition & Measurement).

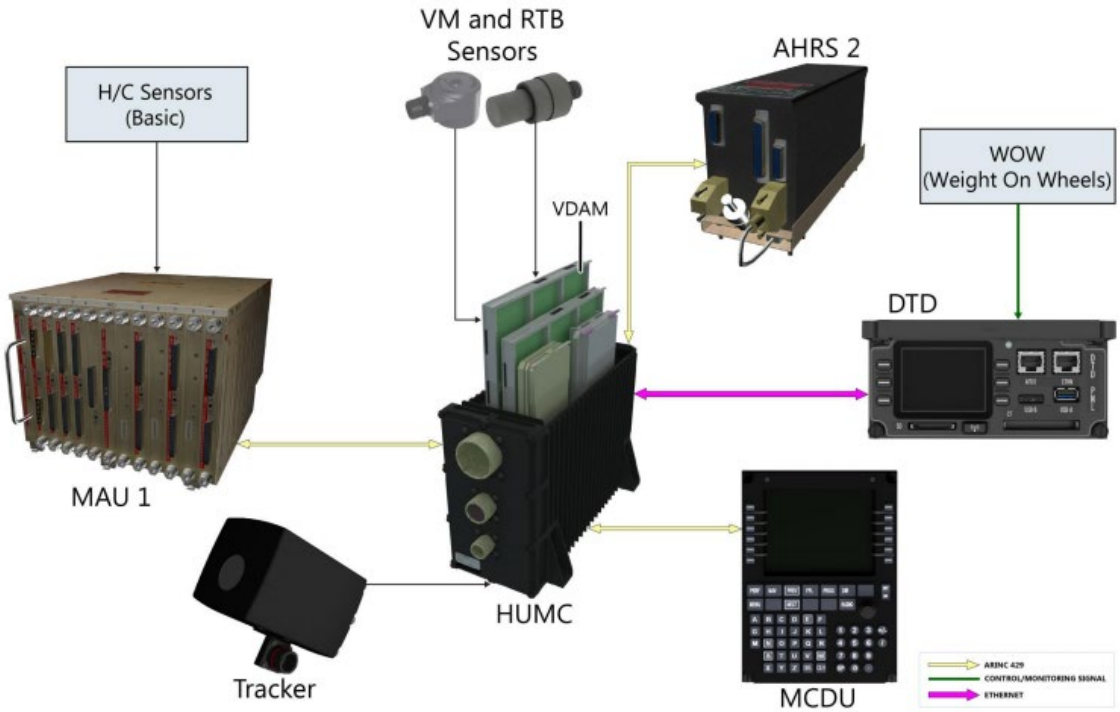


Figura 32: architettura sistema HUMS AW139

Il sistema HUMS per AW139 utilizza due tipi di accelerometri:

- 12 accelerometri TVM (Transmission Vibration Monitoring) con sensibilità di 10mV/g per il monitoraggio delle vibrazioni della trasmissione.
- 4 accelerometri RTB (Rotor Track and Balance) opportunamente montati al fine di monitorare le componenti di vibrazione del rotore; questi accelerometri sono sigillati ermeticamente, piezoelettrici con elettronica integrata e hanno una sensibilità di 25mV/g.

In totale sono quindi presenti 16 accelerometri posizionati in modo strategico al fine di ricavare i dati di interesse nel modo più preciso possibile.

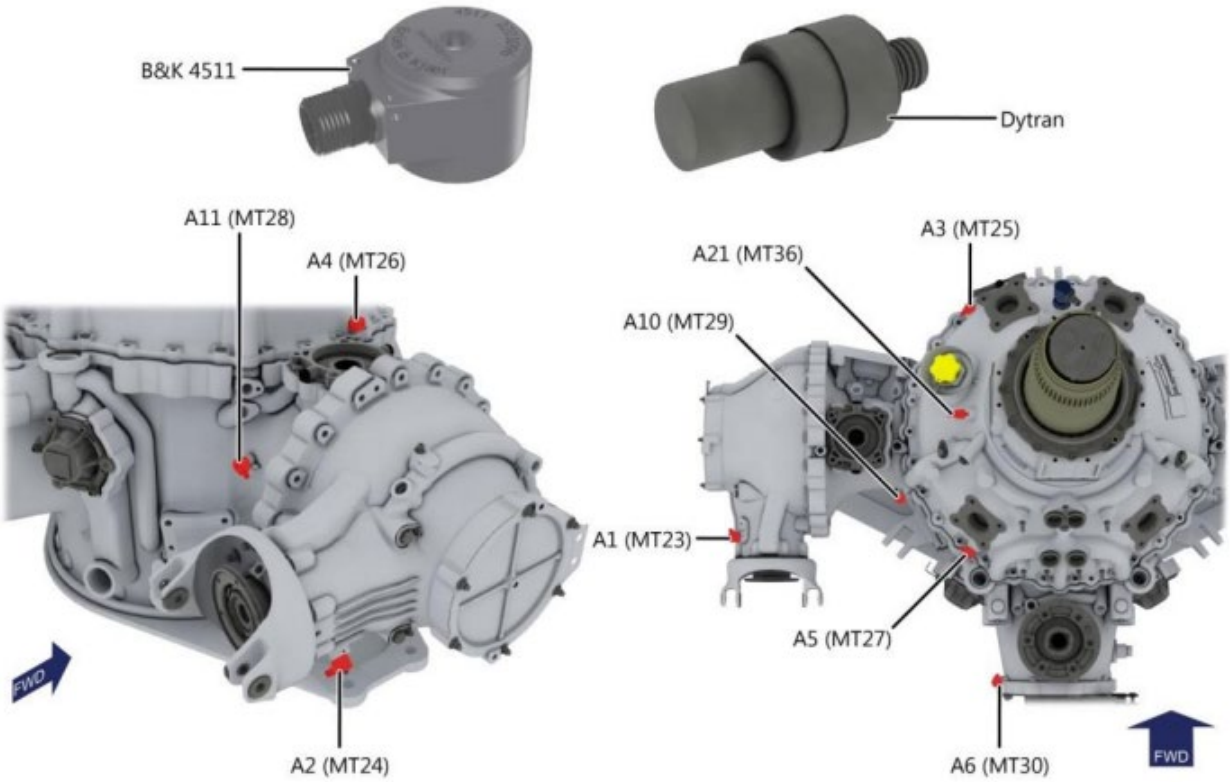


Figura 33: accelerometri della trasmissione principale di un AW 139

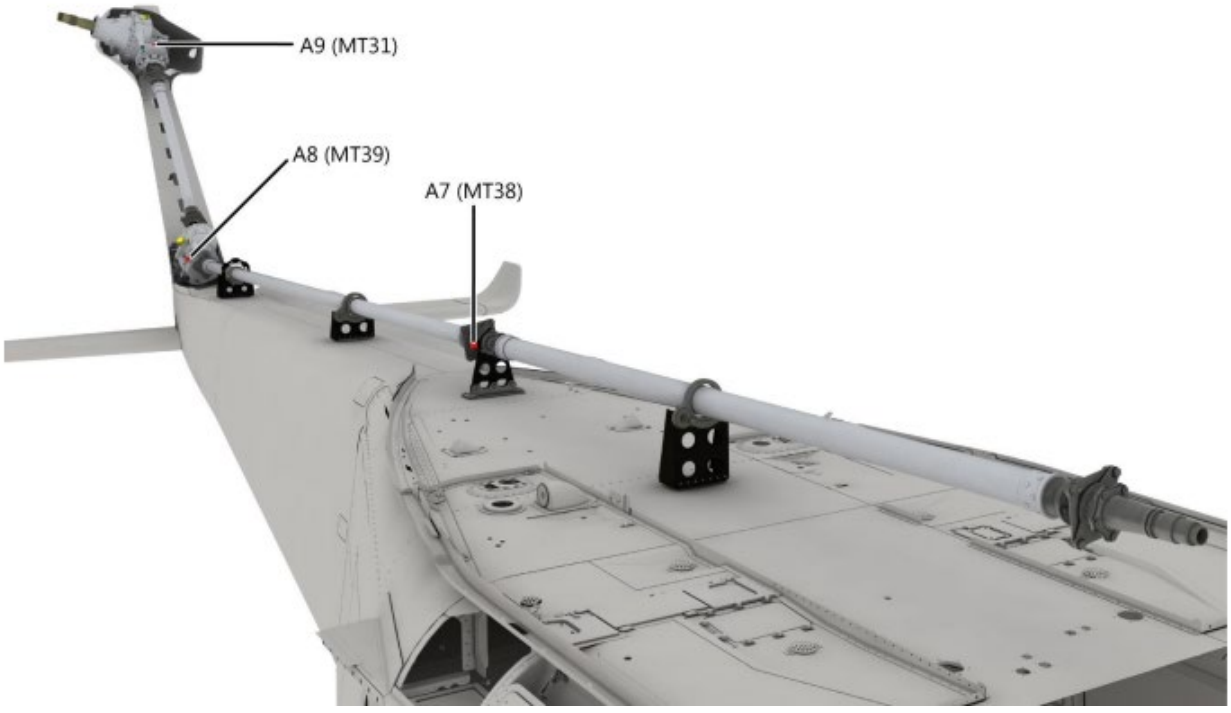


Figura 34: accelerometri posizionati sulla trasmissione del rotore di coda di un AW 139

I sensori non sono solamente posizionati sulle trasmissioni ma, sono presenti anche nel pianale e in cabina. In particolare, l'HUMS utilizza un tachimetro per misurare la velocità e le frequenze del rotore e della trasmissione.

I dati di frequenza (velocità) forniti dal tachimetro vengono utilizzati per determinare le velocità di funzionamento operative dei componenti e per aumentare il numero di dati forniti.

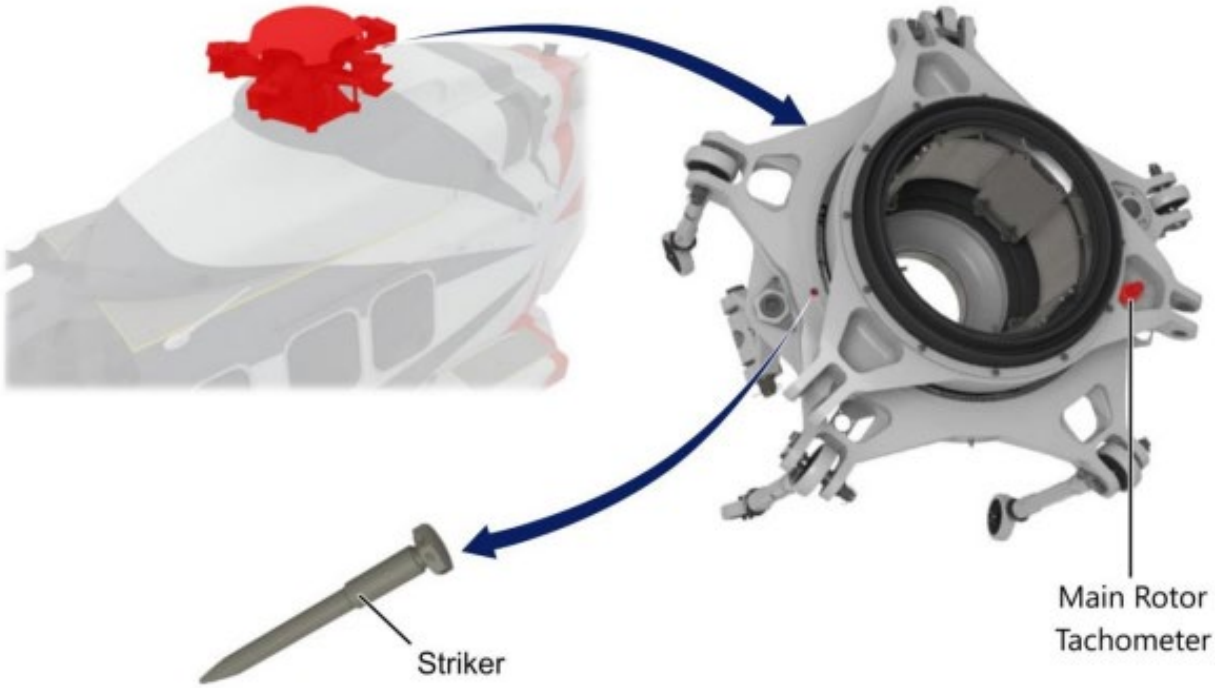


Figura 35: tachimetro del rotore principale

A questo sensore è abbinato un sensore RTB tracker Helitune RT-TipTrak, che è un sensore di tracciamento a scansione lineare utilizzato per misurare la traccia e l'anticipo o ritardo delle pale del rotore principale dell'elicottero.

La traccia delle pale dell'elicottero viene misurata con un metodo ottico, pertanto, il tracker RTB è montato in modo da avere una linea di vista con le punte delle pale del rotore principale. Questo metodo di tracking verrà approfondito in seguito e dunque non trattato in questa sede.

Per il rotore di coda il discorso è del tutto analogo. Anche in questo caso è presente un sensore di velocità a riluttanza variabile che lavora in modo del tutto simile a quello del main rotor. In questo caso il sensore ha resistenza della bobina da 275 a 330 ohm ed è in grado di fornire un'uscita minima di 55 V da picco a picco.

Tutti i dati ricavati sono reperibili sui display in cabina; tutte le funzioni di visualizzazione e controllo dell'HUMS, ad eccezione del download dei dati, vengono eseguite attraverso l'MCDU (Multifunction Control and Display Unit) utilizzando una specifica HUMS, come illustrato nella figura seguente.

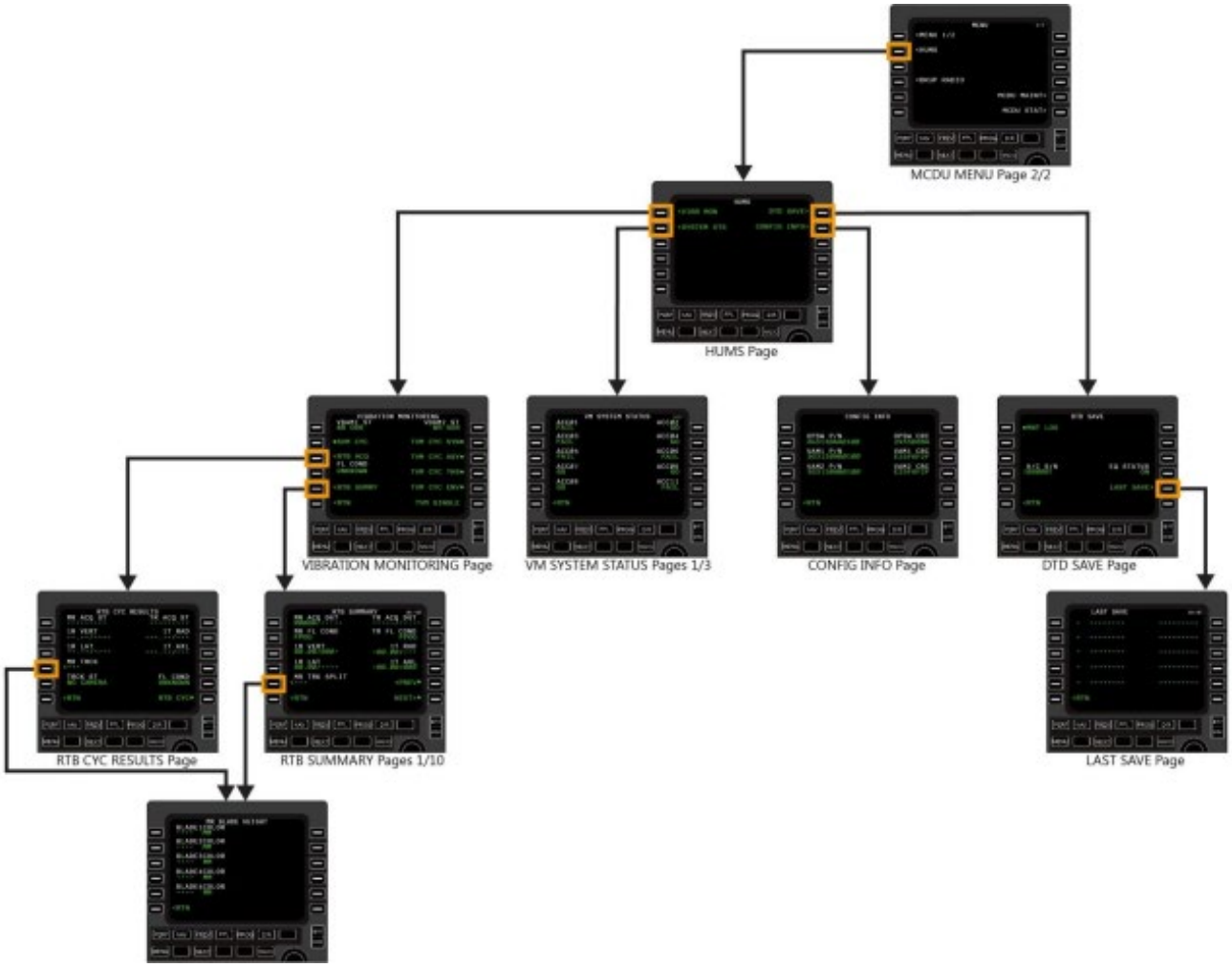


Figura 36: gerarchia pagine dell'MCDU

Il controllo del sistema HUMS VHM e dei risultati sono gestiti attraverso la pagina “monitoraggio vibrazione” e le relative sezioni sull'MCDU; la pagina “monitoraggio vibrazione” viene visualizzata dopo aver selezionato "vibr mon" nella pagina HUMS.

Le vibrazioni del rotore vengono visualizzate nel campo sotto l'etichetta MR TRCK che visualizza la divisione della traccia del rotore principale misurata; in tale spazio sono indicati il valore dello split della traccia MR (mm) al termine di una misurazione.

Una delle schermate più importanti è la pagina “sommario RTB” dove si visualizzano i risultati per la prima e l'ultima procedura di tracking e bilanciamento effettuata per ciascun rotore e volo che è stato riconosciuto e registrato.

I dati sono organizzati in dieci pagine (due pagine per ognuna delle cinque condizioni di volo: fpog, hover, crociera, crociera lenta, crociera veloce), ogni pagina mostra i dati relativi ad un risultato MR (main rotor) e ad un risultato TR (tail rotor) mettendo a disposizione i seguenti controlli.

- MR ACQ D&T: dati per la visualizzazione della data e dell'ora di esecuzione dell'acquisizione.

- MR FL COND: visualizzazione della condizione di volo riconosciuta durante l'acquisizione; i possibili messaggi visualizzabili sono FPOG (flat pitch on ground), HOVER, SL CRS (slow cruise), CRUISE (cruise), FST CRS (fast cruise).

- 1R VERT: visualizzazione della vibrazione verticale del rotore principale. Tale parametro mostra l'ampiezza e la fase della vibrazione 1xRev MR verticale, misurata al posto di pilotaggio con il formato ampiezza/fase, dove l'ampiezza della vibrazione è misurata in IPS e la fase della vibrazione è misurata in gradi.

- 1R LAT: visualizzazione della vibrazione laterale del rotore principale. Tale parametro mostra l'ampiezza e la fase della vibrazione laterale 1xRev MR, misurata sulla cassa superiore dell'MGB (main gear box). Il formato di visualizzazione 1R LAT è equivalente a quello 1R VERT.

- MR TRK SPLIT: il campo sotto l'etichetta MR TRK SPLIT visualizza la divisione della traccia del rotore principale misurata.

Tale interfaccia è estremamente intuitiva e il sistema HUMS dell'AW139 è stato progettato per funzionare senza interferire con i normali compiti dell'equipaggio di volo. Ciò significa che non sono necessarie azioni del pilota per avviare e interrompere le diverse funzioni di monitoraggio, che vengono automaticamente iniziate quando l'HUMC riconosce come soddisfatte le condizioni operative richieste per l'acquisizione dei dati.

Il sistema di monitoraggio delle vibrazioni consente inoltre di richiedere manualmente acquisizioni specifiche, che possono riguardare l'esecuzione di una singola acquisizione o di una serie di acquisizioni. La richiesta manuale interrompe temporaneamente la gestione automatica delle acquisizioni del VHM, che viene recuperata al completamento dell'acquisizione o delle acquisizioni richieste manualmente tramite le impostazioni dei menu: i relativi comandi sono infatti disponibili nella pagina "monitoraggio vibrazione" (per le acquisizioni TVM e SVM) e nella pagina RTB CYC (per le acquisizioni RTB).

Una volta a terra l'HUMS permette di visualizzare il sommario dei dati, verificare lo stato dei componenti tramite il sistema VHM e consente il trasferimento dei dati sulla ground station per analisi più approfondite tramite i software abbinati al sistema.

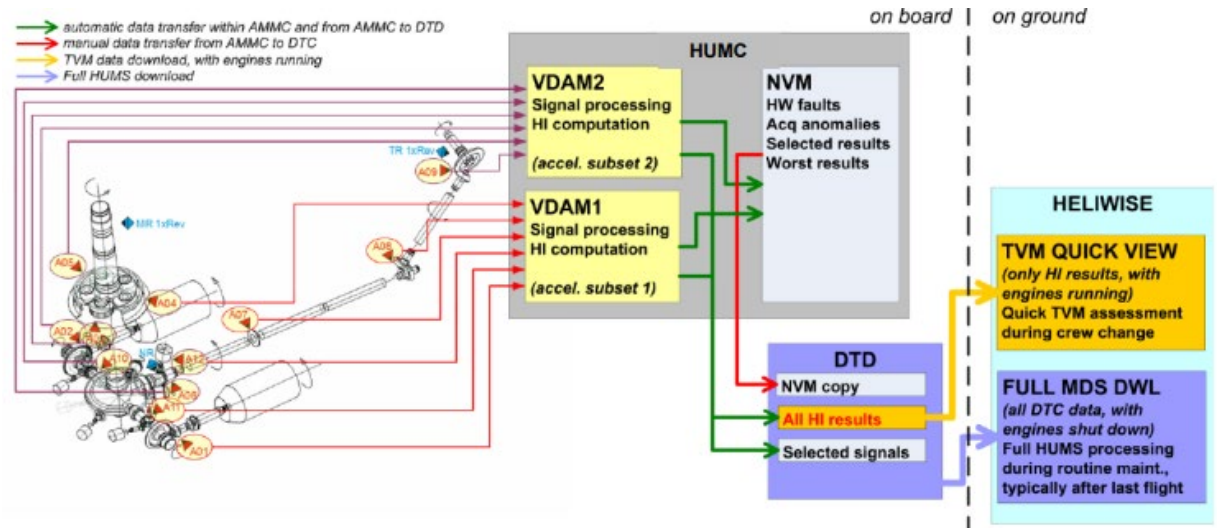


Figura 37: AW139 HUMS operations

Oltre al rilevamento immediato di guasti e al conseguente aumento della sicurezza in volo, l'analisi approfondita dei dati a terra è l'aspetto più importante, infatti permette analisi dettagliate e studi statistici tramite l'elaborazione di trend che permettono di fare previsioni su eventuali rotture e monitorare l'usura dei componenti in modo da permettere l'esecuzione di una manutenzione funzionale ed efficiente mediante previsioni sulla vita residua dei componenti.

A questo punto, una volta a terra e scaricati i dati sulla ground station, tramite i programmi associati al sistema HUMS (nel caso in esame il programma Heliwise fornito da Leonardo Helicopters) è possibile monitorare nel dettaglio sensori e sistemi.

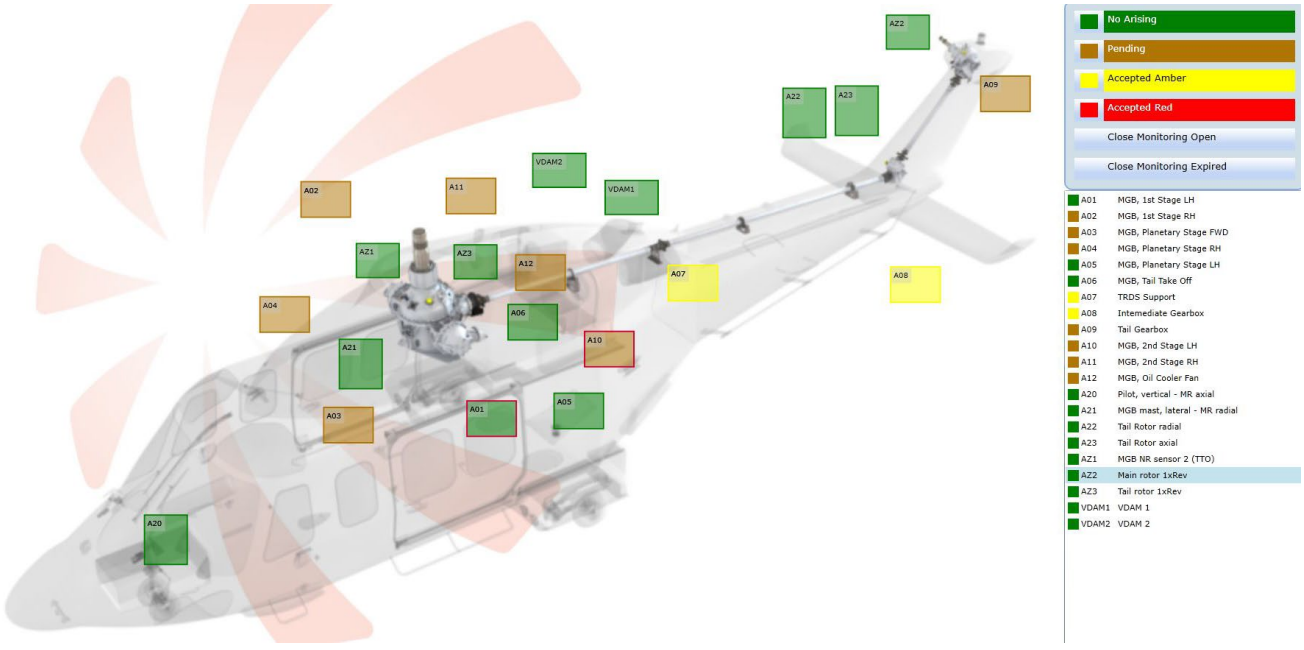


Figura 38: System Status Synoptic Chart

Dalla schermata principale, una volta aperto il programma e selezionato l'elicottero di interesse, previo aggiornamento dei dati ad esso relativi, è possibile visualizzare i vari sensori gestiti del sistema che saranno contraddistinti da una grafica colorata a seconda delle condizioni rilevate.

Grazie a questa grafica e al codice a colore del grafico sinottico, è possibile già a prima vista farsi un'idea della salute dell'elicottero, infatti nel menù a destra sono descritti i sensori installati ai quali è associato un colore che identifica se i parametri rilevati siano o meno accettabili.

Colour Code	Definition
No Failures	Green shows there are no failures present.
Anomalies	Yellow shows the presence of anomalies.
Failures	Red shows that failures are present.

Figura 39: legenda per la visualizzazione di anomalie e failure

Successivamente andando ad aprire le schermate riferite ad ogni singolo sensore è possibile analizzare nel dettaglio la salute dei componenti che esso monitora.

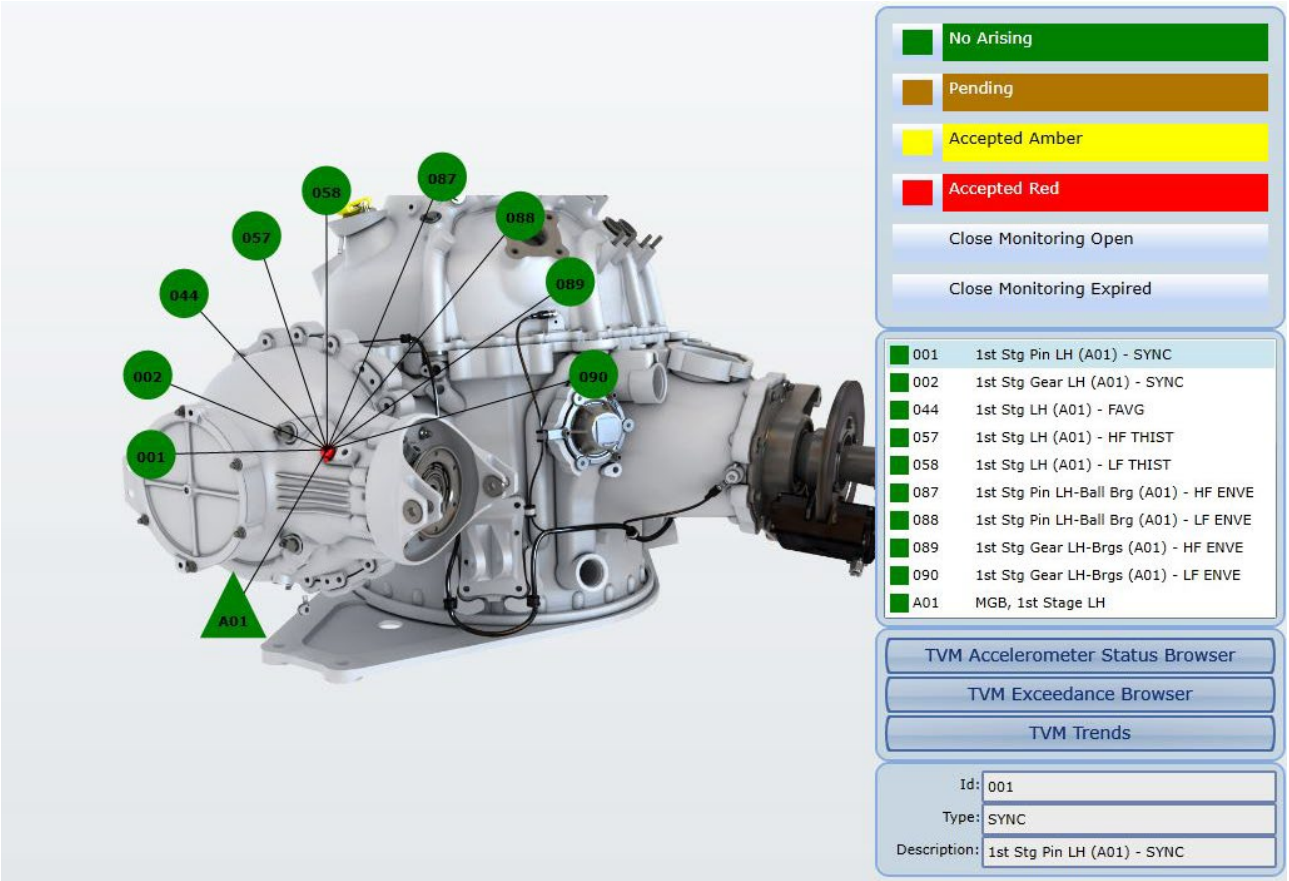


Figura 40: visualizzazione dei dati ricavati dal sensore A01

A sinistra della finestra c'è un'immagine del componente monitorato che mostra la posizione del sensore selezionato (tramite un'icona triangolare) e la posizione delle relative acquisizioni (tramite un'icona circolare).

Nella parte in alto a destra dello schermo invece è presente una legenda che, anche in questo caso, indica il codice colore. Sotto tale legenda si trova l'elenco delle acquisizioni effettuate. Una volta selezionata l'acquisizione di interesse, i relativi dettagli sono riportati in una tabella nell'area inferiore della finestra.

Sotto il pulsante di collegamento al browser è presente una tabella che mostra i seguenti dettagli dell'acquisizione selezionata nell'elenco delle acquisizioni:

- Id: il codice di identificazione dell'acquisizione selezionata.

- Tipo: il tipo di acquisizione.

- Descrizione: descrizione dell'acquisizione selezionata.

Tramite queste schermate si può osservare quale sensore misuri frequenze non appropriate o comunque quale sensore registri anomalie poiché in caso di un malfunzionamento sarà identificato dal colore giallo o rosso dalla sua icona. Selezionandolo è possibile osservare alcuni dettagli come la sua posizione e gli organi da esso monitorati e quindi responsabili dei dati acquisiti. In questo modo è estremamente facile identificare malfunzionamenti, componenti difettosi ed effettuare il troubleshooting.

Sostanzialmente una certa vibrazione con dei valori anomali misurata da un sensore viene associata ad un certo componente che è monitorato da tale sensore (ad esempio dal primo stadio della trasmissione piuttosto che dall'albero del motore) a questo punto graficando i valori misurati riferiti a tale componente e confrontandoli con lo storico dei dati riferiti a tale sensore, è possibile creare un trend statistico in grado di rilevare usura, malfunzionamenti o rotture che risultano identificabili, ad esempio, se i dati misurati si discostano da tale trend.

Infatti, all'interno di questo programma sono presenti altre numerose funzionalità come la creazione di grafici o l'apertura di DARF (Data Analysis Request Form), quindi i dati relativi alle vibrazioni di un certo sensore possono essere riportate su un grafico in funzione delle ore di volo del velivolo monitorando così l'andamento delle vibrazioni registrate da un certo sensore con il passare del tempo creando in questo modo il trend di vibrazione caratteristico del sensore e, per estensione, tipico dei componenti da esso monitorati.

A questo punto una misurazione di vibrazioni che fornisce dei dati anomali può immediatamente essere identificata ed essere il campanello di allarme per identificare usura e rotture; dunque la corretta lettura dei dati e dei grafici permette di gestire in modo ottimale la manutenzione mantenendo sempre la macchina in efficienza.

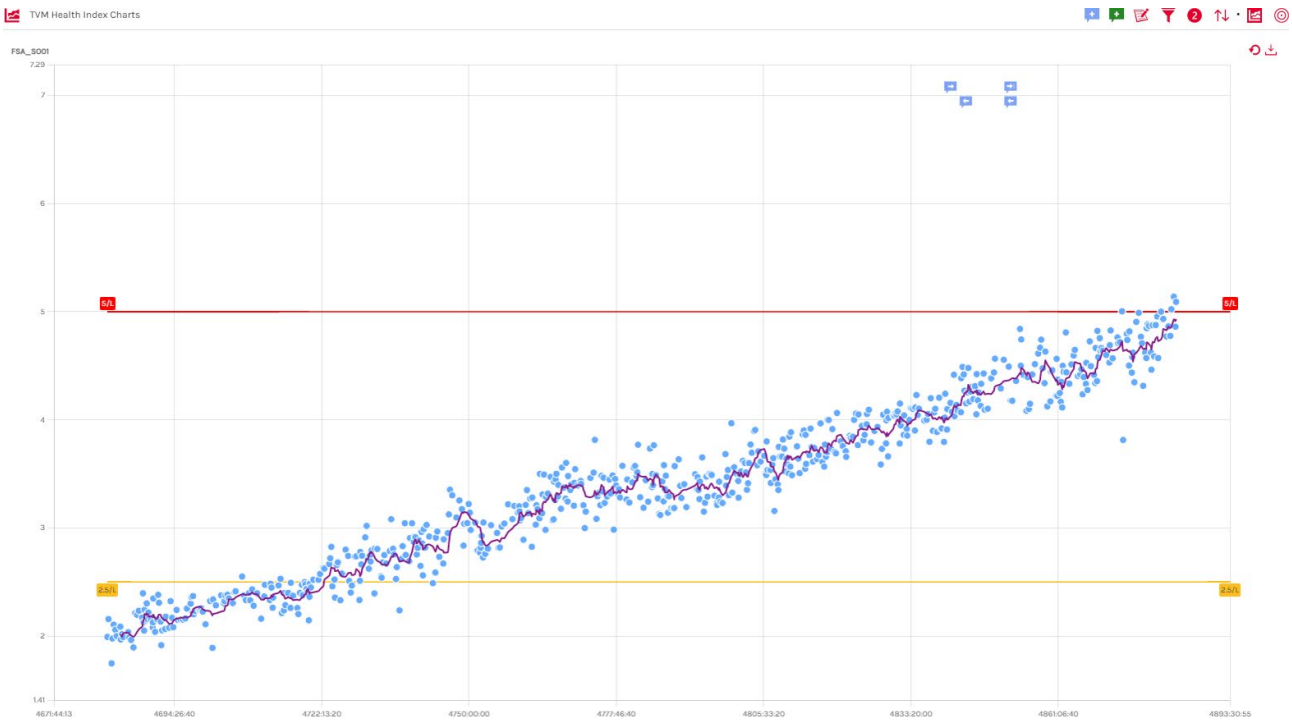


Figura 41: trend delle vibrazioni con andamento anomalo che potrebbe essere indice di eccessiva usura

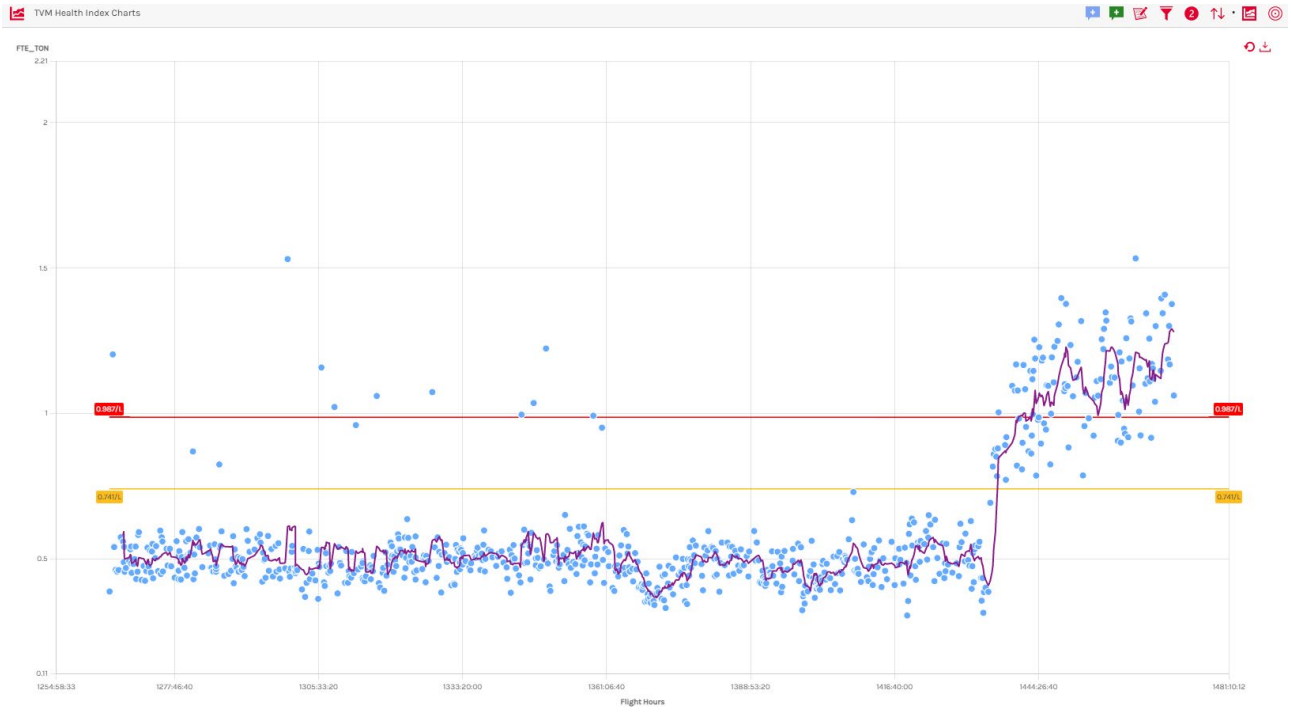


Figura 42: trend delle vibrazioni con andamento anomalo che potrebbe essere indice di una rottura

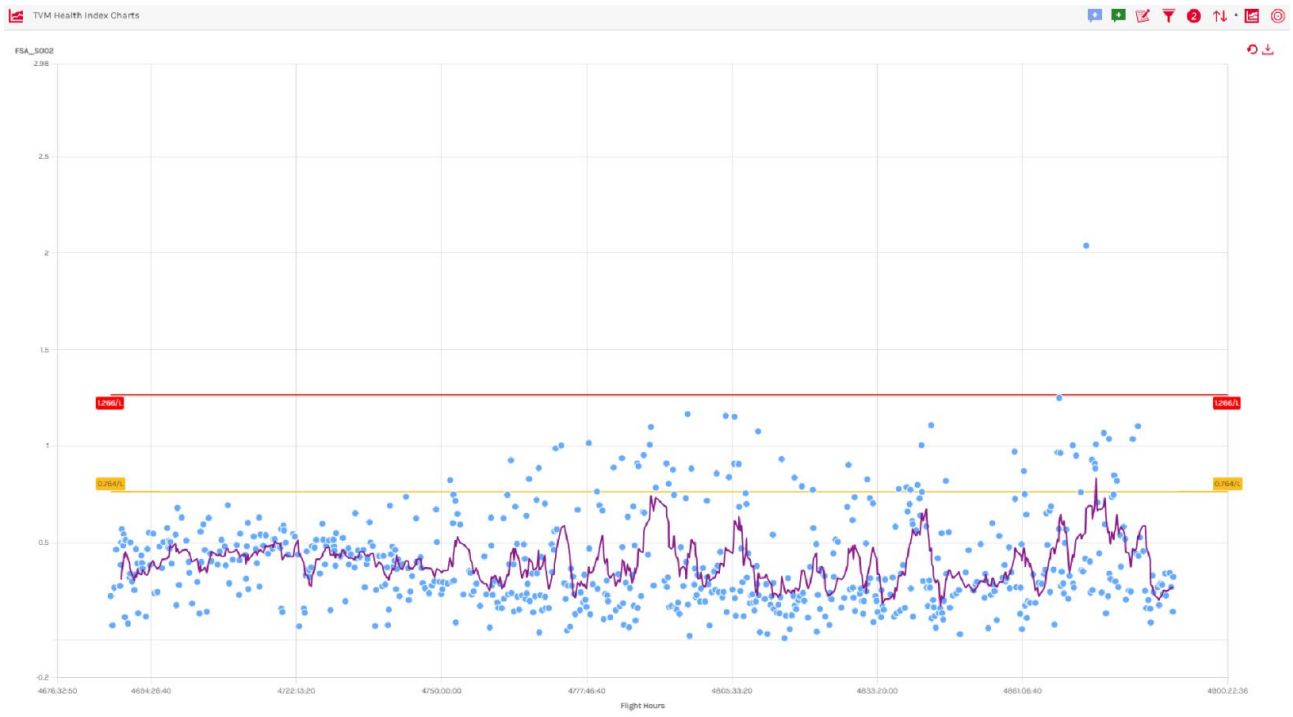


Figura 43: trend delle vibrazioni con andamento stabile

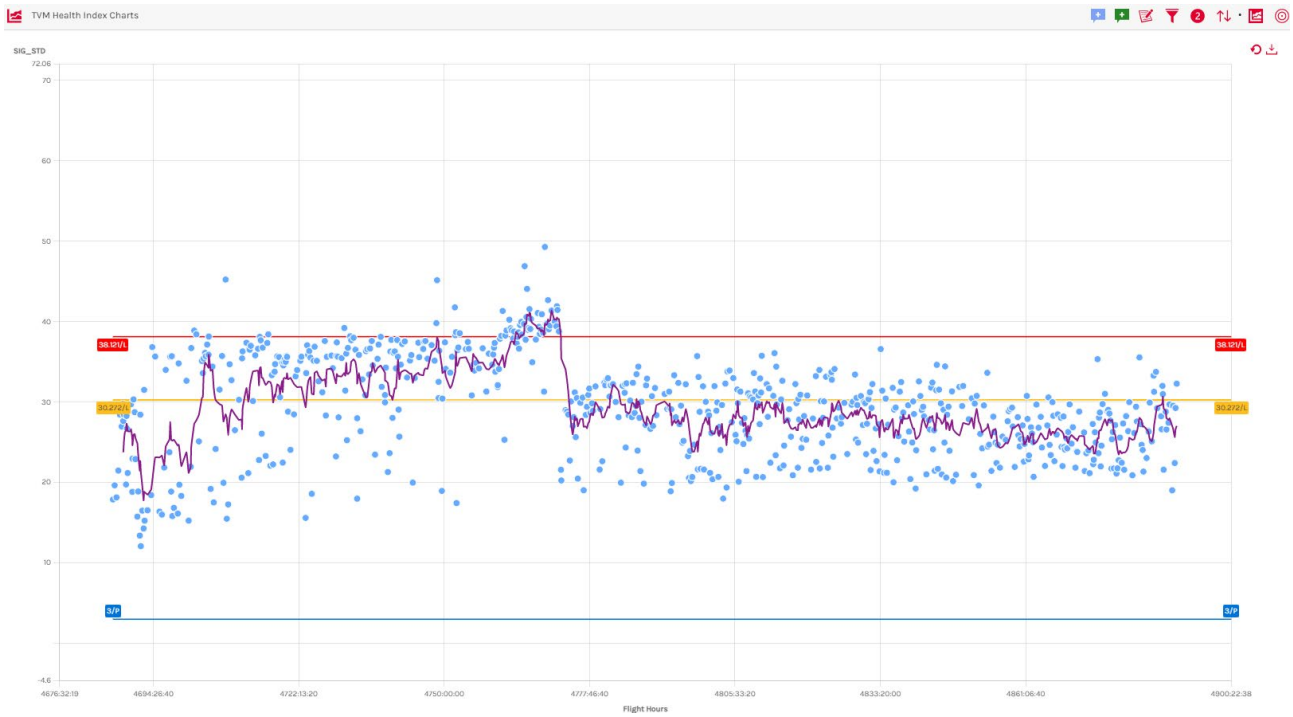


Figura 44: trend delle vibrazioni con andamento che evidenzia un miglioramento a seguito di un intervento manutentivo

Capitolo 5

Procedure di correzione e mitigazione delle vibrazioni

5.1 Il rotore

Prima di parlare degli interventi manutentivi sul rotore è bene fare una breve introduzione riguardo alle tipologie di rotore esistenti.

Innanzitutto, la prima distinzione che può essere fatta riguarda il senso di rotazione che dipende dal paese in cui l'elicottero viene costruito, infatti per elicotteri costruiti in Italia, Inghilterra e negli Stati Uniti le pale ruotano in senso antiorario mentre la filosofia costruttiva in Francia e in Russia prevede la rotazione in senso orario (per il rotore visto dall'alto).

In secondo luogo, gli elicotteri possono essere suddivisi in bipala se sono presenti 2 pale o multipla nel caso siano presenti più di due pale (solitamente da 3 fino a 5).

La suddivisione però più importante riguarda il tipo di articolazione presente alla radice della pala; infatti, la pala può compiere rispetto al corpo del mozzo dei moti angolari rappresentati da moto di flappeggio, brandeggio e passo.

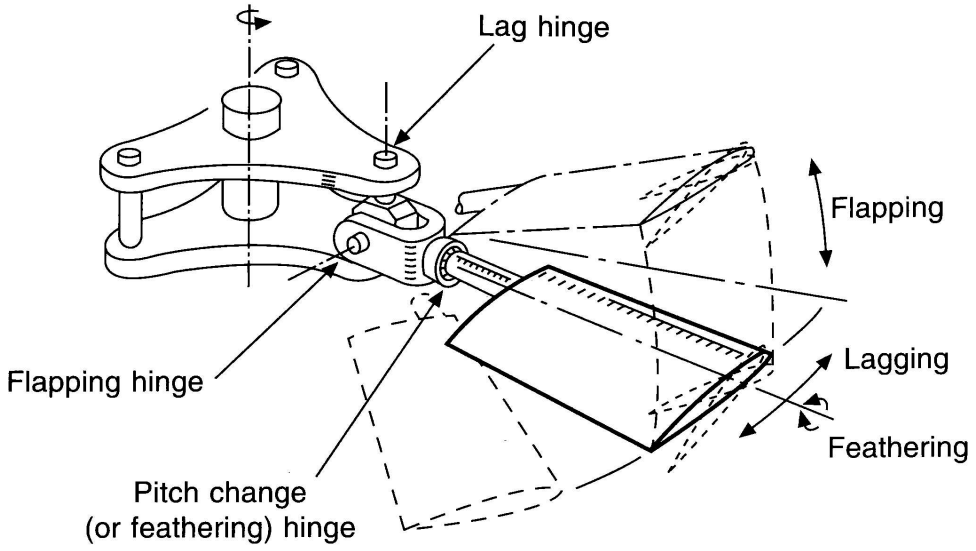


Figura 45: cerniere di flappeggio, brandeggio e pitch

Questi moti sono caratterizzati da degli angoli che vengono definiti nel seguente modo:

- l'angolo di flappeggio (flap) è la rotazione della pala che avviene fuori dal piano del mozzo.
- l'angolo di brandeggio (lag) è la rotazione della pala che avviene parallelamente al piano del mozzo.
- l'angolo di passo (pitch o feather), ossia la rotazione della pala rispetto al suo asse longitudinale e quindi la variazione del suo calettamento geometrico.

In base al modo in cui vengono effettuate queste rotazioni di assetto angolare della pala i rotori possono essere classificati in tre famiglie:

1) Rotori bipala semirigidi

   I rotori semirigidi, costituiti esclusivamente dai rotori bipala, rappresentano una categoria peculiare anche in questa tassonomia perché impongono una continuità meccanica (semi-rigida) tra le due pale al mozzo, elemento che le vincola dal punto di vista cinematico.
   Questo tipo di rotori conserva comunque una certa indipendenza tra le pale grazie alla presenza di un giunto elastico cedevole.

Figura 46: dettaglio del rotore bipala semirigido dell'elicottero Bell 47

2) Rotori articolati

   I rotori articolati sono sempre dei rotori multipala con tipicamente dalle 3 alle 5 pale, in cui 3 gradi di libertà sono garantiti attraverso delle cerniere cinematiche indipendenti. Queste cerniere permettono la rotazione rispetto a tutti e tre gli angoli di flappeggio, brandeggio e passo.

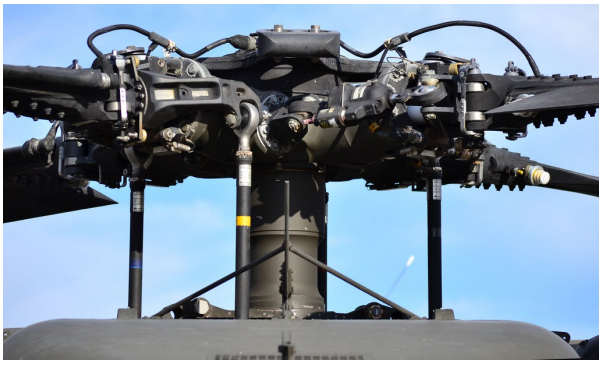


Figura 47: dettaglio di un rotore articolato

3) Rotori elastici

I rotori elastici a loro volta sono divisi in 2 famiglie: i rotori hingeless e i rotori bearingless.

- I rotori hingeless, sempre multipala, letteralmente senza cerniera, sono dei rotori in cui le cerniere di flappeggio e di brandeggio sono in realtà sostituite da cerniere elastiche (cross-flexure) che quindi trasmettono un momento flettente all'asse di cerniera, grazie alla loro cedevolezza. Il grado di libertà di passo è invece garantito da una cerniera tradizionale. Il vantaggio risiede in una riduzione della complessità meccanica del rotore e in un aumento delle coppie di controllo al mozzo, proprio in ragione del contributo delle azioni flettenti alla radice delle pale.

Figura 48: dettaglio di un rotore hingeless

- I rotori bearingless, sempre multipala, sono dei rotori in cui tutto il corpo, costituito dal mozzo e dalla radice delle pale, è collaborante nel concedere alle pale medesime i caratteristici gradi di libertà angolari, senza identificare assi delle cerniere equivalenti. L'intero corpo del mozzo è quindi elasticamente cedevole e collaborante nel concedere alle pale la possibilità di flappeggiare, brandeggiare e variare il passo geometrico.

Figura 49: dettaglio di un rotore bearingless

5.2 Tracking

Il tracking è una procedura di allineamento del rotore destinata ad eliminare gli sdoppiamenti di traccia e quindi ridurre le vibrazioni verticali riconducendo il rotore alle condizioni di track.

Il manutentore ha a disposizione due strumenti per la correzione del tracking.

1) Alette compensatrici

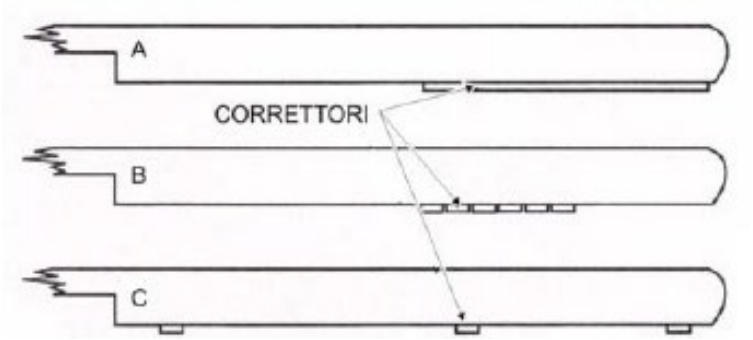


Figura 50: tipologie di alette di compensazione

Attraverso la loro deflessione guidata in maniera molto precisa dalla procedura manutentiva, permettono di aumentare o ridurre leggermente il livello di portanza della pala riportandola a percorrere una traccia coerente a quella delle altre pale. Questa è una correzione aerodinamica per variazione di inarcamento della sezione portante; questo tipo di cambiamento del profilo viene effettuato dal manutentore usando delle apposite dime di correzione predisposte sulla pala dall'azienda produttrice stessa.

Figura 51: dettaglio delle alette compensatrici sulla pala di un AB412

Figura 52: attrezzatura necessaria per la regolazione delle trim tab

Figura 53: procedura di regolazione delle tim tab

2) Regolazione aste di comando passo

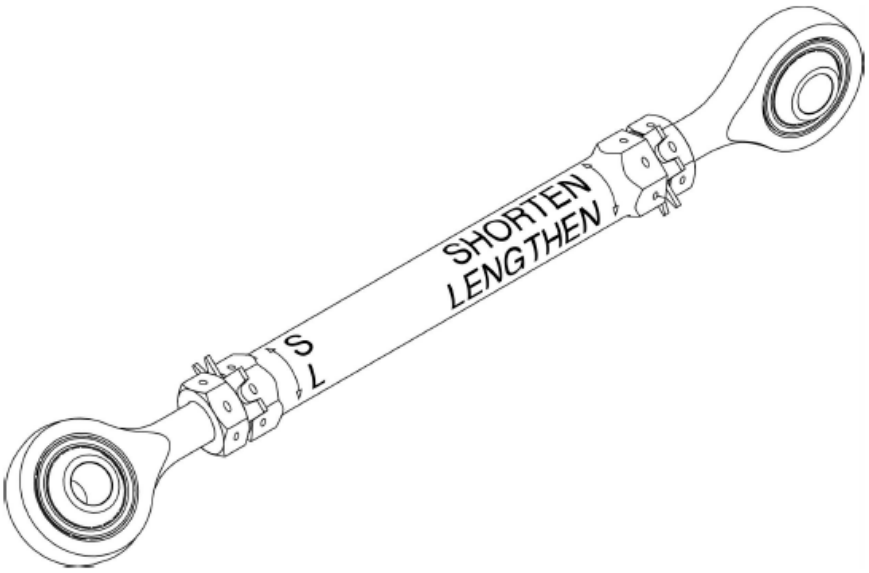


Figura 54: pitch change link

Allungando o accorciando le aste di comando di una singola pala si va a cambiarne il passo andando ad aumentare o diminuire la portanza generata da essa riportandola quindi nelle condizioni di traccia.

Figura 55: dettaglio sulle tacche di regolazione delle pitch links

Il problema di queste procedure è che non forniscono immediatamente un riscontro della regolazione effettuata e sono dunque iterative; di fatto, il manutentore identifica il problema utilizzando un sistema di visualizzazione della traccia delle pale, effettua le correzioni in conformità rispetto alle indicazioni riportate nelle guide manutentive e a questo punto ripete la visualizzazione del comportamento delle pale per verificare se le correzioni hanno avuto l'effetto desiderato.

5.2.1 Metodi di visualizzazione dello sdoppiamento di traccia

Bisogna dunque avere a disposizione delle metodologie per poter visualizzare gli sdoppiamenti di traccia durante le procedure di tracking.

Esistono diversi metodi; alcuni sono molto semplici mentre altri richiedono strumenti sofisticati.

1) Metodo della traccia a inchiostro

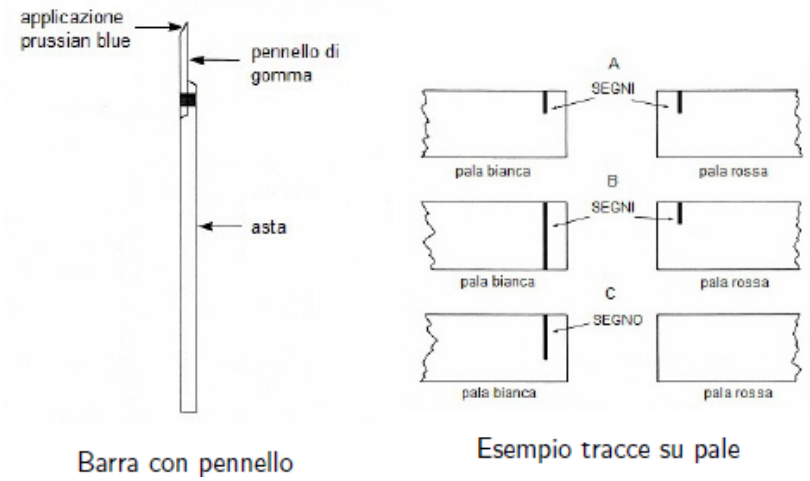


Figura 56: attrezzatura utilizzata per il metodo della traccia a inchiostro

Metodo molto semplice che è ampiamente utilizzato per le verifiche di traccia nel caso ci si dovesse trovare al di fuori dell'officina dove non si hanno a disposizione le infrastrutture. Consiste nell'utilizzo di un'asta con all'estremità un pennello morbido (di gomma) intriso in un tracciante (ad esempio, il blu di Prussia). Lo specialista avvicina l'asta al ventre delle pale portando il pennello in contatto con il profilo delle stesse poste in rotazione. Il risultato è che il diverso tipo di traccia lasciato sulle pale determina la collocazione verticale delle stesse sul piano di riferimento.

2) Metodo dell'asta bandiera

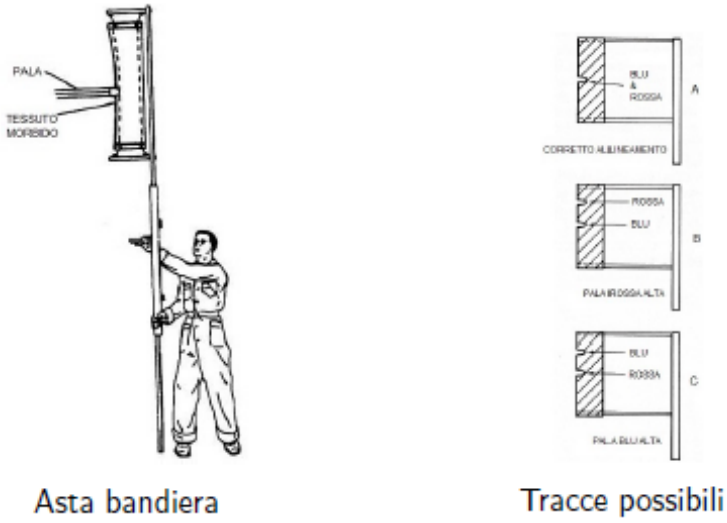


Figura 57: attrezzatura utilizzata per il metodo dell'asta bandiera

Questo metodo è molto simile al precedente, ma in questo caso l'asta presenta una bandiera di tessuto morbido che viene accostata lateralmente al rotore in movimento in modo che la pala incida la bandiera. Ogni pala ha all'estremità un tracciante di colore diverso quindi sulla bandiera verrà segnata una tacca di un colore diverso, identificativo di ciascuna pala che impatta su di essa. Se alla fine della misurazione sulla bandiera sono presenti più di una tacca ad altezze diverse significa che avremo delle pale più alte o più basse delle altre; la pala fuori traccia viene identificata grazie al colore che viene lasciato sulla bandiera.

3) Metodi ottici

Questi metodi sono quelli ad oggi maggiormente utilizzati; all'interno di essi sono racchiuse diverse tipologie di visualizzazione dello sdoppiamento di traccia del rotore.

- Metodi a riflessione

  Consistono nella riflessione di un fascio luminoso dovuto ad una sorgente di emissione laser. Questa tecnica misura la distanza della pala rispetto ad un sensore posto a terra; è molto precisa, tuttavia non può essere utilizzata in volo.

- Lampada stroboscopica

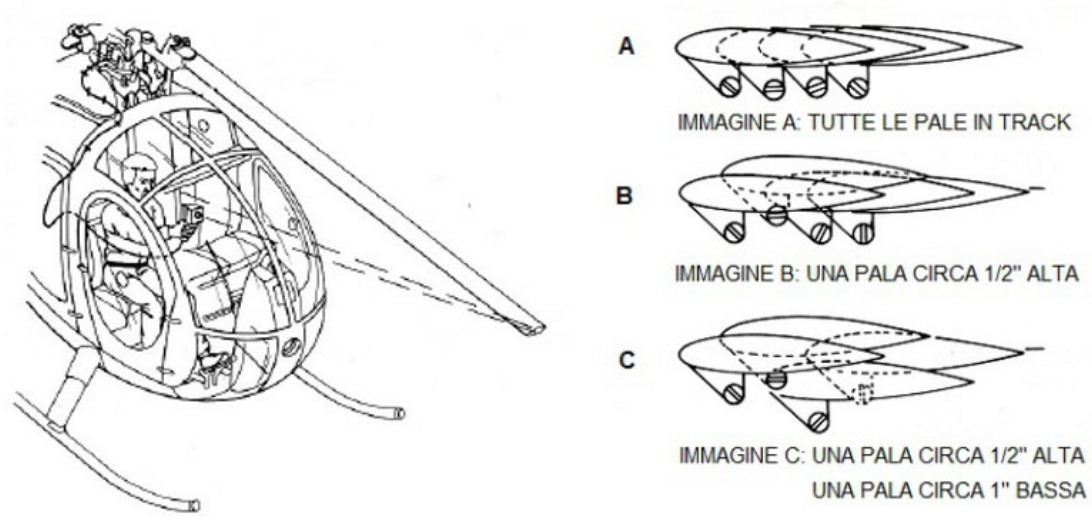


Figura 58: utilizzo della lampada stroboscopica

Questa tecnica può essere utilizzata anche in volo e ciò la rende uno dei metodi più diffusi e utilizzati. In questo caso l'estremità della pala viene illuminata da una luce pulsata che è sincronizzata con la velocità angolare del rotore. L'occhio umano a questo punto percepisce l'estremità della pala come un corpo fermo, in questo modo se lo specialista vede le sagome delle estremità di pala allineate allora non sono presenti sdoppiamenti di traccia mentre se si identificano più profili alari disallineati significa che il rotore è fuori traccia.

4) Metodi combinati

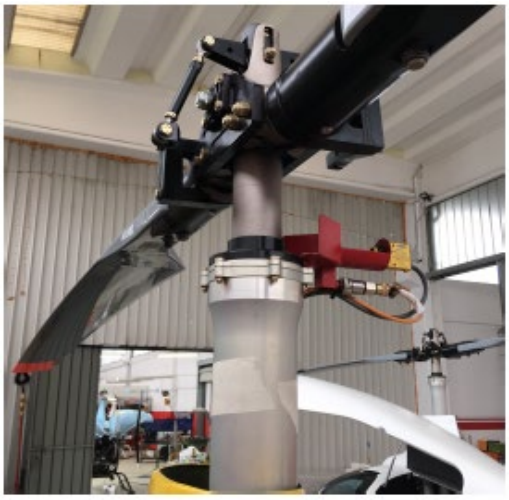


Figura 59: sistema combinato Vibrex 2000: velocimetro laterale e pickup ottico

I sistemi combinati sono in grado di svolgere contemporaneamente rilevazioni sulle vibrazioni dovute allo sbilanciamento del rotore, ovvero le vibrazioni di origine massica, e contestualmente rilevazioni per quanto riguarda le vibrazioni verticali quindi aerodinamiche. Questi metodi consistono generalmente in un pick-up magnetico installato sul mozzo del rotore che traccia la posizione della pala rispetto all'azimut di riferimento e un velocimetro laterale che misura le vibrazioni laterali trasmesse dal mozzo al corpo della trasmissione.
In cabina invece è installato un velocimetro verticale, il quale va a rilevare le vibrazioni verticali (di origine aerodinamica) e contemporaneamente l'operatore ha a disposizione un sistema ottico stroboscopico che viene utilizzato per tracciare i problemi di allineamento e correlarli all'intensità delle vibrazioni verticali.

Figura 60: centralina e lampada Strobex in dotazione all'operatore

Questo è un sistema integrato che presenta una centralina che fornisce le informazioni di correzione massica utilizzando i dati del velocimetro installato sul rotore e contestualmente fornisce anche le indicazioni di correzione per le vibrazioni verticali dovute ai problemi di sdoppiamento di traccia. In questo sistema quindi le eventuali azioni manutentive correttive sono guidate in maniera connessa e combinata.

5.3 Bilanciamento

È stato affrontato il tema del tracking, dunque, ora sarà illustrato il tema del bilanciamento, in parte già discusso nei capitoli precedenti. Al giorno d'oggi, tramite software e sistemi molto complessi le vibrazioni orizzontali e verticali del rotore vengono rilevate, analizzate e gestite simultaneamente ma in passato non era così.

Le procedure manutentive lavorano in serie, quindi eliminano prima le componenti verticali con le procedure di blade tracking, ovvero l'allineamento del rotore, eliminando dunque gli sdoppiamenti di traccia e successivamente le vibrazioni orizzontali andando quindi ad operare il bilanciamento di massa. Lo scopo è quello di riuscire ad eliminare, al termine della procedura, gran parte delle vibrazioni a cui l'elicottero è soggetto, sia orizzontali che verticali.

Con le informazioni riguardanti spostamenti, velocità e accelerazioni dei componenti si può localizzare la causa dello sbilanciamento inerziale e dell'asimmetria delle masse in gioco che rappresenta l'origine delle vibrazioni orizzontali; in questo modo si può procedere alla correzione che consta nell'aggiunta o rimozione di opportune masse di compensazione. Solitamente queste masse sono installate in prossimità del mozzo in corrispondenza di viti o altri punti di ancoraggio. Questa procedura è molto lunga in quanto avviene per successive approssimazioni ovvero continuando ad aggiungere masse fino al raggiungimento dei requisiti vibratori richiesti.

Figura 61: cassetta dei pesi per il bilanciamento

I sistemi RTB, dunque, partono dalla misura dell'intensità e della fase della vibrazione, prendendo come riferimento una posizione sul giro che è arbitraria. La funzione di correlazione dello sbilanciamento in termini vettoriali con l'azione correttiva è data dalle carte di bilanciamento, che sono in dotazione ai manuali di manutenzione dell'elicottero e contengono le indicazioni necessarie al manutentore per eseguire correttamente questo intervento. Le carte di bilanciamento sono in buona parte ricavate per via sperimentale dal costruttore dell'elicottero stesso e sono sostanzialmente dei grafici dove vengono plottate le misure di vibrazione (ampiezza e fase) per determinare il posizionamento e la quantità dei pesi, da aggiungere o sottrarre al fine di raggiungere il corretto bilanciamento.

Una carta di bilanciamento è composta da 12 linee radiali che rappresentano la fase della vibrazione rispetto alla pala usata come riferimento, e da dei cerchi concentrici disegnati attorno al centro del diagramma che rappresentano differenti valori di ampiezza della vibrazione misurata in decimi di ips (da 0.1 a 1.0).

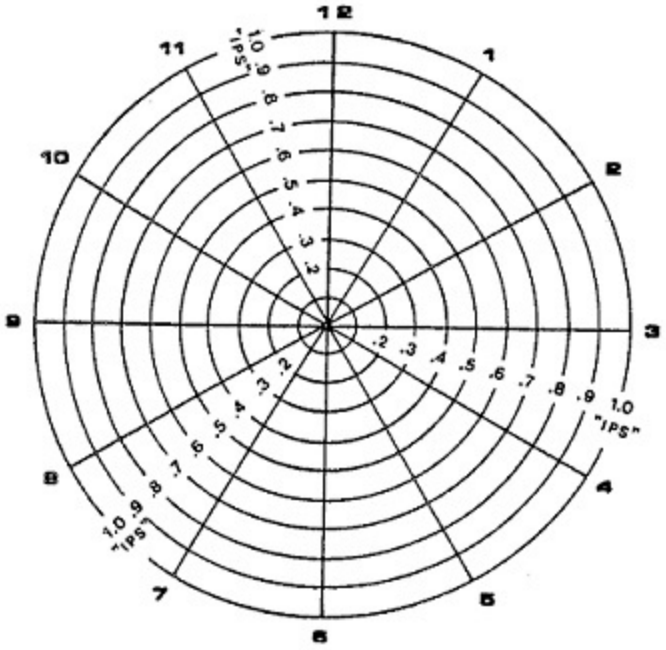


Figura 62: diagramma polare

L'analizzatore del segnale misura le vibrazioni e fornisce un punto su questo diagramma che altro non è che un vettore che rappresenta l'asimmetria massica del rotore; tale vettore viene poi letto dalla carta di bilanciamento in termini di azioni correttive, che hanno lo scopo di portare il centro di massa a coincidere quanto più possibile con il centro del diagramma e quindi con il centro di rotazione del rotore. Per fare ciò è necessario conoscere la quantità di masse di bilanciamento da aggiungere o togliere al rotore, che vengono identificate dall'ampiezza (cerchi), e dove applicarle, ovvero la fase (linee radiali).

Un buon bilanciamento sarà raggiunto quando si riuscirà a far coincidere, o perlomeno si riuscirà a rendere vicini, il centro di gravità con il centro di rotazione e quindi con il centro della carta.

Per l'effettiva lettura delle carte viene sovrapposto ad essa un grafico la cui angolazione degli assi rappresenta la relazione geometrica dei punti di attacco delle masse di bilanciamento; sugli assi sono riportate le quantità di masse da aggiungere o sottrarre per effettuare le correzioni.

Ovviamente i loro valori assoluti sono inversamente proporzionali alla lunghezza del braccio formato rispetto al centro di rotazione, dunque, il punto di ancoraggio delle stesse deve essere scelto con attenzione e l'azione correttiva sarà più efficace tanto più le masse saranno posizionate lontano dal centro di rotazione.

L'aggiunta di masse per attuare la correzione farà muovere il vettore dello sbilanciamento lungo una direzione detta “move line” che risulterà essere parallela alla linea del diagramma corrispondente alla pala su cui sono attuate le correzioni; inoltre, questo vettore sarà caratterizzato da una lunghezza che identifica un'intensità che sarà direttamente proporzionale alla quantità di peso aggiunto o sottratto.

Andando a equilibrare correttamente queste due caratteristiche di direzionalità e intensità della correzione che si va ad eseguire, si riuscirà a portare il vettore di sbilanciamento vicino al centro della carta, in questo modo il rotore risulterà correttamente bilanciato.

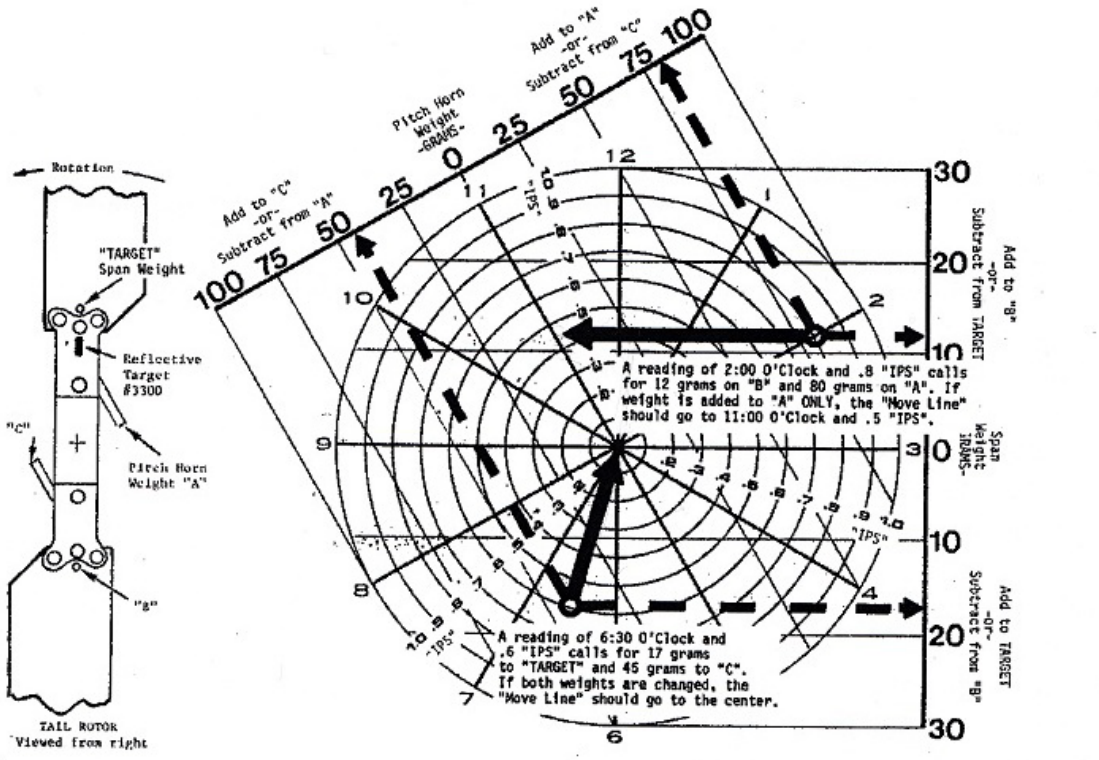


Figura 63: carta di bilanciamento di un rotore bipala con le relative correzioni

Ad oggi, tutto questo procedimento è integrato all'interno dei sistemi HUMS e RTB tramite software digitali e supporti elettronici; nei seguenti capitoli si andrà ad esporre più nel dettaglio il funzionamento di questi moderni software e si andrà ad illustrare come sono materialmente affrontate le operazioni di tracking e bilanciamento.

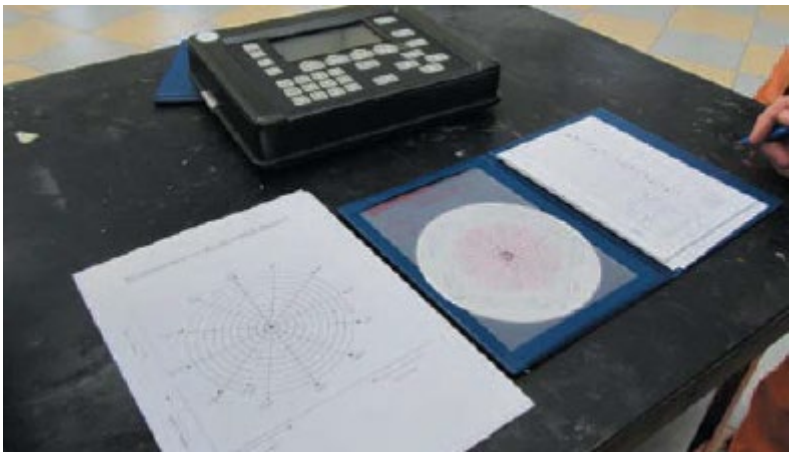


Figura 64: utilizzo delle carte polari

Figura 65: inserimento dei pesi di bilanciamento nel rotore principale

Figura 66: inserimento dei pesi di bilanciamento nel rotore di coda

5.4 Sistema RTB AW139

Per questo elicottero in passato veniva utilizzato, per il tracking e bilanciamento del rotore principale e del rotore di coda, il sistema Vibrex 2000 che è un sistema elettronico portatile progettato per l'uso con velivoli ad ala fissa o rotante. Esso è composto da una luce stroboscopica, un bilanciatore Strobex 2000, vari velocimetri, fotocellule e da un processore. Tale sistema è controllato dall'operatore ed è alimentato da un motore a 28 V. L'unità è dotata di un display a cristalli liquidi che visualizza le funzioni che possono essere eseguite e che fornisce all'operatore informazioni dai velocimetri.

Al giorno d'oggi invece il sistema RTB (Rotor Track and Balance) dell'AW139 è un sistema integrato e interfacciato direttamente all'HUMS tramite l'HUMC.

I compiti che esso tipicamente svolge sono:

- Controllo della traccia e del bilanciamento dinamico del rotore principale.
- Controllo del bilanciamento dinamico del rotore di coda.

Tale sistema è composto da un tracker, 4 accelerometri, velocimetri, fotocellule, processore (HUMC) e infine sul piatto oscillante del rotore principale è installato un pickup magnetico il cui compito è quello di svolgere la funzione di contagiri e monitorare la posizione azimutale delle pale.

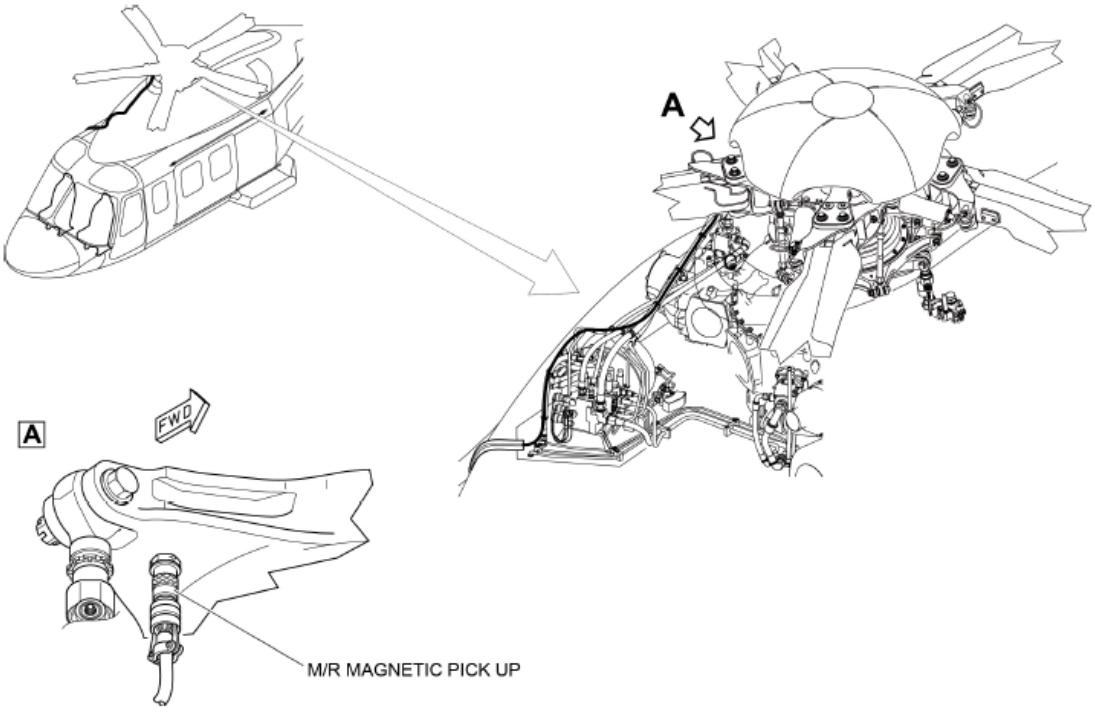


Figura 67: configurazione magnetic pick up del rotore principale

Si tratta di un sensore di velocità a riluttanza variabile (VRS) che misura la velocità del rotore principale e fornisce queste informazioni all'HUMC sotto forma di segnale analogico.

Il tachimetro ha una resistenza della bobina compresa tra 910 e 1200 ohm ed è in grado di fornire un'uscita minima di 190 V da picco a picco.

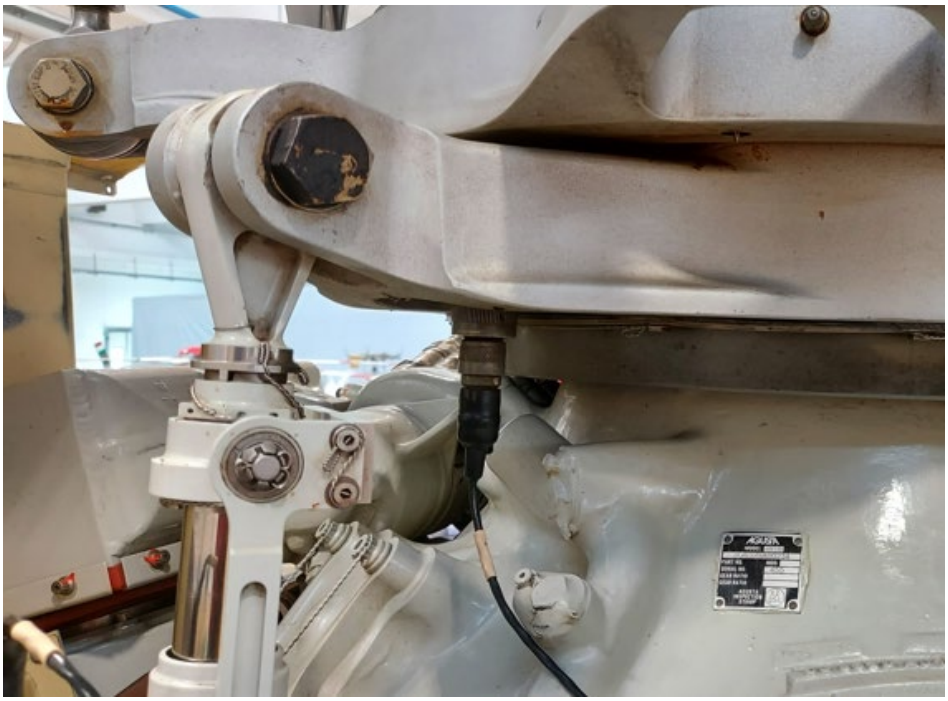


Figura 68: magnetic pick up

A questo sensore è abbinato un sensore RTB tracker Helitune RT-TipTrak che è un sensore di tracciamento a scansione lineare utilizzato per misurare la traccia del rotore e l'anticipo o ritardo delle pale del rotore principale dell'elicottero tramite una tracking camera posta in cabina.

Il tracker dunque è il dispositivo utilizzato per controllare la traccia delle pale del rotore.

Figura 69: RTB tracker installato a bordo di un AW139

Questa telecamera di tracciamento è installata su un supporto strutturale vicino al parabrezza (lato copilota) ed è puntata verso il piano delle pale del rotore principale per illuminare le strisce riflettenti incollate sul lato inferiore delle pale stesse. Fissando all'orizzonte la traccia delle pale, questo dispositivo permette di determinare il tracking di ogni pala grazie al discostamento verticale tra i target.

Questo sistema permette il blade tracking dell'elicottero nel caso in cui esso sia a terra, ma anche con elicottero in volo.

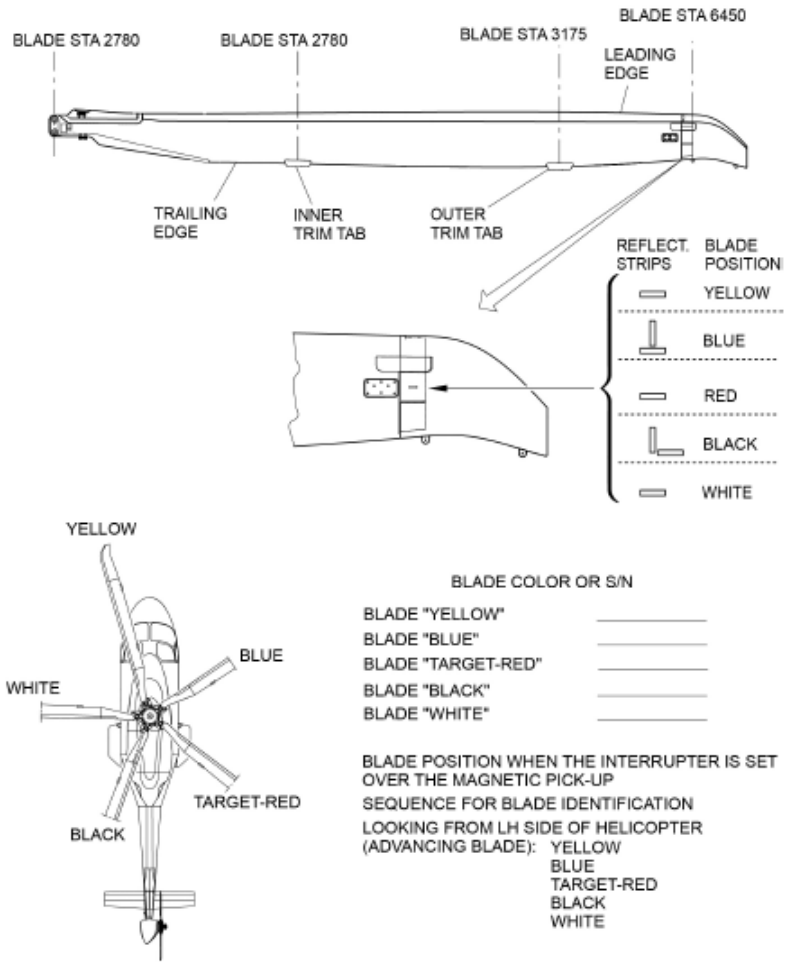


Figura 70: dettagli pale elicottero AW139 e balance chart

Due velocimetri sono installati all'interno della cabina dietro al sedile del pilota al fine di acquisire valore di ampiezza per le vibrazioni verticali e laterali durante il bilanciamento dinamico e tracking del rotore principale.

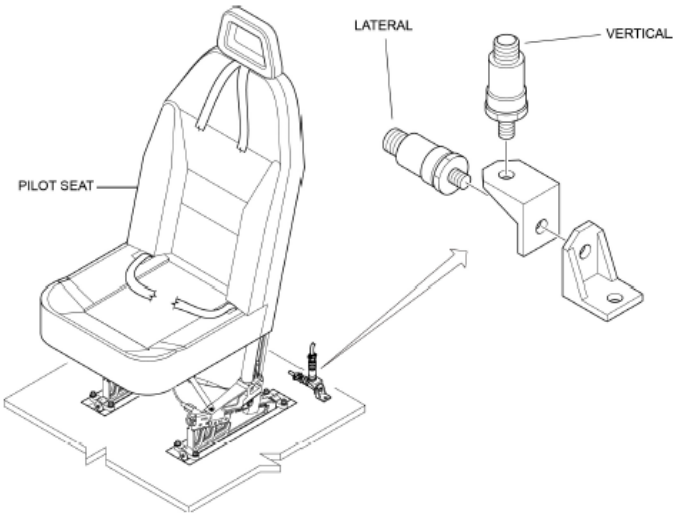


Figura 71:velocimetri installati nel cockpit

Per l'elicottero in esame, ovvero l'AW139, ci sono differenti possibili condizioni di volo all'interno della procedura di balance and tracking; esse sono:

- Ground tracking (flat pitch on ground) [FPOG]

  In questa condizione il bilanciamento e l'allineamento delle pale sono verificati a terra e alla risultante aerodinamica minima possibile, ovvero senza dare comando collettivo, e dunque con portanza minima del rotore. Eventuali aggiustamenti dovuti alle vibrazioni sono effettuati se esse eccedono 0,15 ips e 0,3 ips rispettivamente per quelle laterali e verticali.

- Hover tracking check (hover) [HOVER]

  Questa verifica è effettuata con l'elicottero in hover a debita distanza dal suolo per evitare il ground effect e con un peso superiore alle 5 tonnellate. In questo caso le vibrazioni non devono eccedere 0,15 ips sia per quelle verticali che per quelle orizzontali.

- 80 nodi check (slow cruise) [SL CRS]

  Questo check è effettuato con l'elicottero in volo traslato alla velocità di 80 nodi ovvero circa 150 km/h. I livelli di vibrazioni massimi che possono essere tollerati sono di 0,5 ips sia per vibrazioni di tipo orizzontale che per vibrazioni di tipo verticale.

  In tutti i casi affrontati finora, in caso di valori di vibrazioni verticali o orizzontali fuori dai limiti, si attuano le azioni correttive agendo rispettivamente sulle pitch links, quindi cambiando la lunghezza delle aste di comando del passo, e aggiungendo o sottraendo masse di compensazione.

- 120 nodi check (cruise) [CRS]

  Questo check è molto simile al precedente ma viene effettuato ad una velocità superiore ai 200 km/h. In questo caso eventuali correzioni sono effettuate non più agendo sulle pitch links, ma agendo sulle trim tab mentre eventuali aggiustamenti dovuti ad eccessivi valori di vibrazioni orizzontali sono sempre effettuati tramite aggiunta o sottrazione di masse di bilanciamento. Anche in questo caso i livelli massimi di vibrazioni accettati sono di 0,5 ips per entrambe.

- V max check (fast cruise) [VNE o FST CRS]

  Questo check viene effettuato alla velocità massima raggiungibile in quelle determinate condizioni di volo. Solitamente è possibile arrivare a velocità di circa 170 nodi.

5.4.1 Tail rotor

Il processo appena esposto per il rotore principale è effettuato anche per il bilanciamento del rotore di coda; esso viene effettuato on ground (FPOG), in hover, slow cruise, cruise e fast cruise.

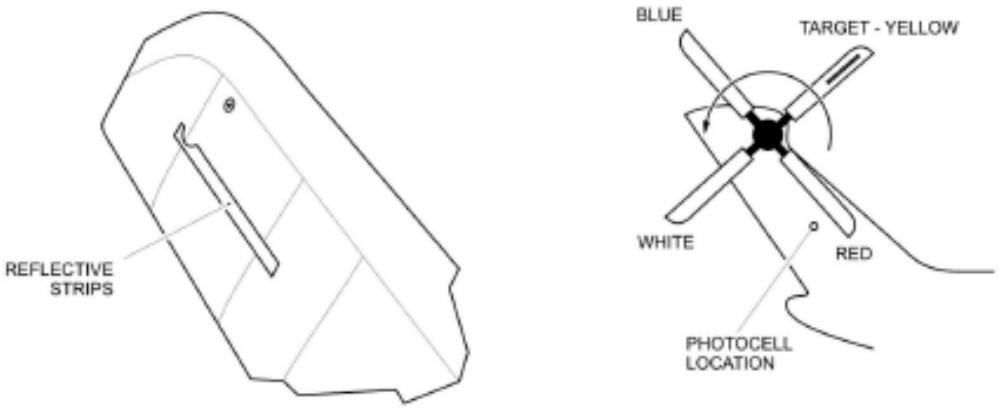


Figura 72: striscia riflettente posizionata sulla pala bersaglio del rotore di coda

Le operazioni di manutenzione e le misurazioni sono effettuate grazie a due velocimetri installati in corrispondenza della tail rotor gear box e alle fotocellule installate sulla deriva.

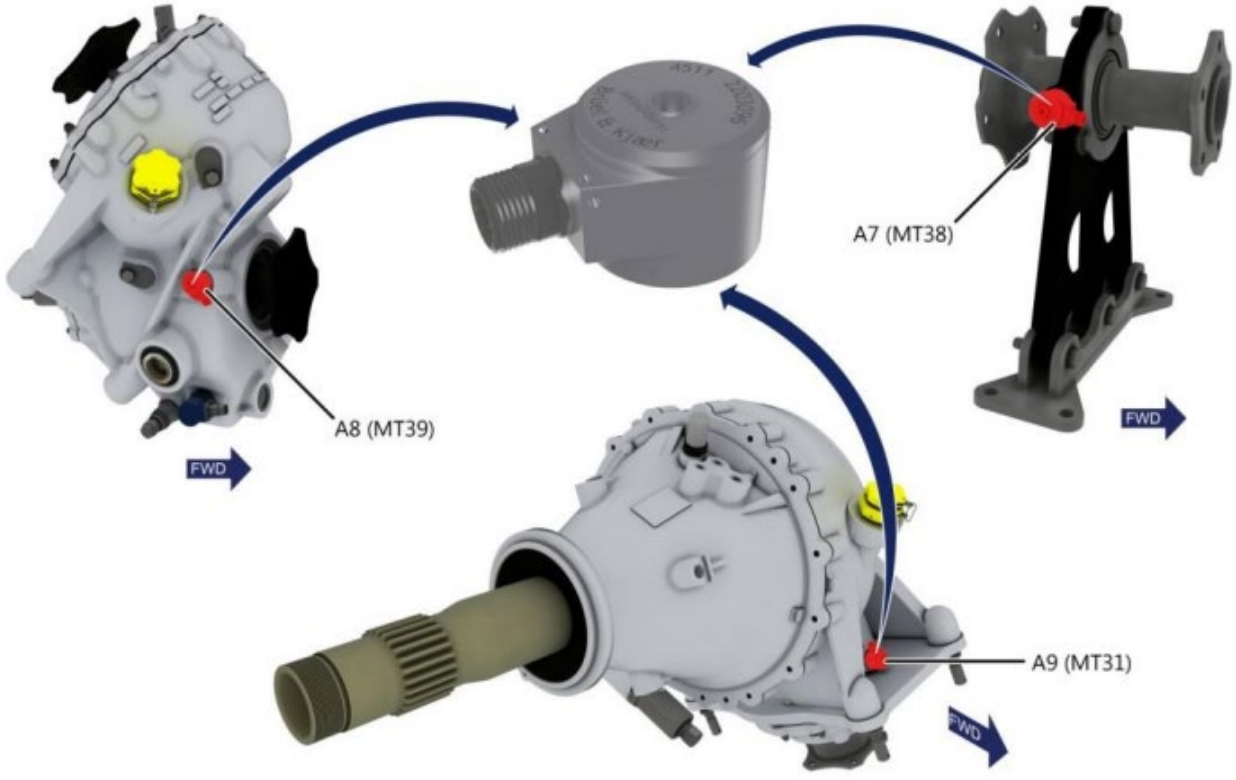


Figura 73: posizione accelerometri sul rotore di coda di un AW139

Anche in questo caso le regolazioni del bilanciamento dinamico si ottengono agendo sui pesi alloggiati all'interno del bullone di installazione di ciascuna pala e regolando la lunghezza del collegamento del passo.

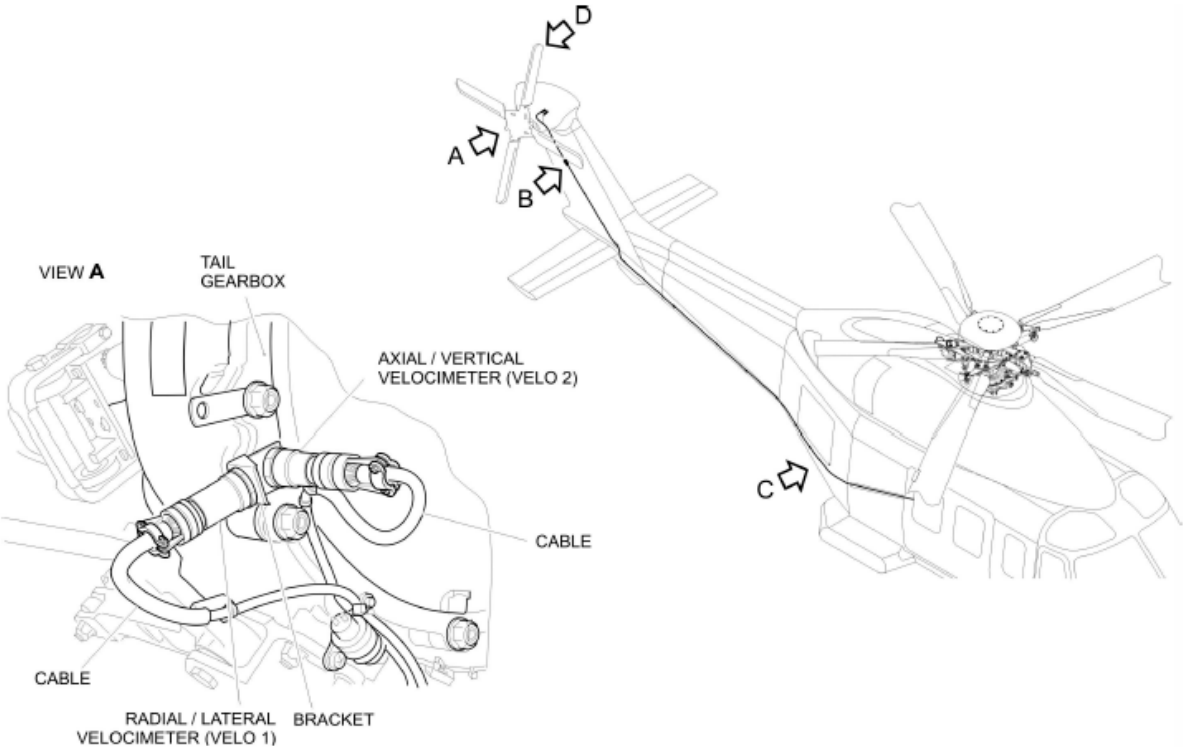


Figura 74: configurazione delle fotocellule del rotore di coda

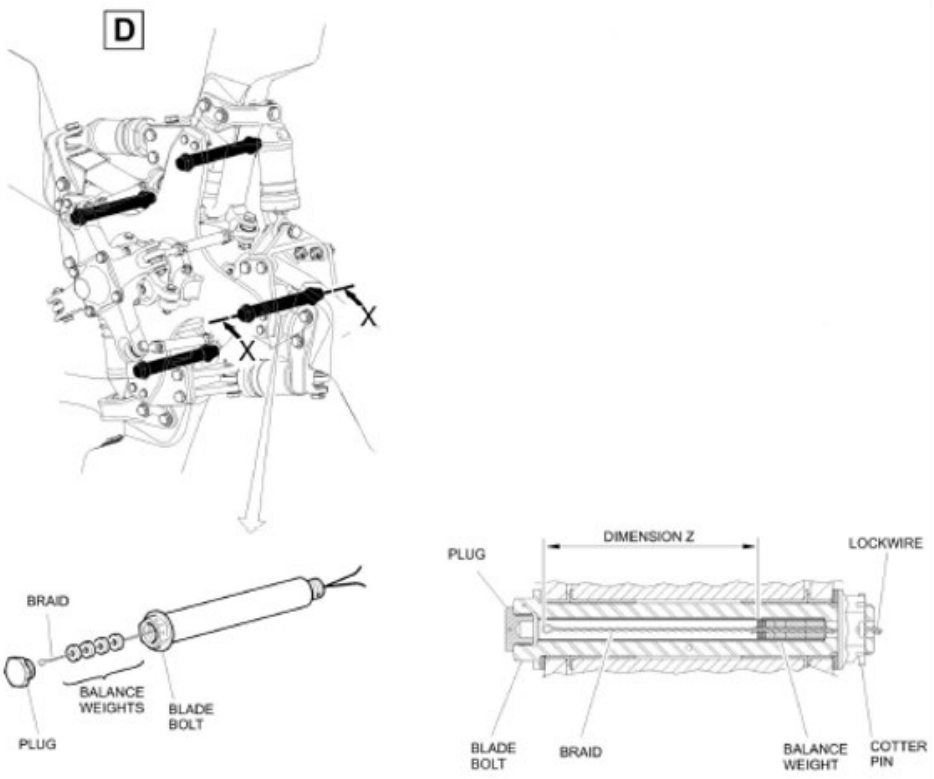


Figura 75: schema di installazione dei pesi di bilanciamento nel rotore di coda

5.5 Acquisizione dati sistema RTB

Al giorno d'oggi queste procedure sono rese semplici ed automatizzate dall'utilizzo di software dedicati che sono in grado di compiere contemporaneamente il tracking e il bilanciamento del rotore. In questa sezione, dunque, si andranno ad esporre le metodologie utilizzate all'interno di questi programmi e che dunque, pur variando da caso a caso, sono alla base di tutte le procedure di track and balance, per poi andare ad esaminare più nel dettaglio, non solo la procedura che vede l'utilizzo del software Heliwise per AW139 di proprietà di Leonardo Helicopters, ma anche l'elaborazione dei dati e le correzioni suggerite nel caso dell'utilizzo di questo specifico software.

La presente procedura per effettuare il bilanciamento ed il tracking del rotore principale si basa sull'utilizzo dei dati ricavati dal software HUMS GE per AW139 e precedentemente scaricati e memorizzati nella scheda PCMCIA e verrà dunque usata come esempio teorico.

Essa consiste, come già visto, in una ripetizione ciclica di aggiustamenti eseguiti a diversi regimi di volo (inizialmente a terra e successivamente in volo) al fine di raggiungere i desiderati livelli vibratori in termini radiali ed assiali.

Prima di ogni aggiustamento è necessario effettuare un volo per registrare i dati mediante l'acquisizione manuale delle informazioni provenienti dal sistema HUMS per il corrispondente regime di volo. In particolare, il bilanciamento andrà eseguito in maniera sequenziale, prestando attenzione a non procedere al regime di volo successivo senza aver prima raggiunto i risultati desiderati nel regime precedente; i regimi di volo da verificare sono, nell'ordine: FPOG, hover, slow cruise, cruise e VNE.

Per eseguire un'acquisizione manuale dei dati HUMS è necessario andare a selezionare sul CDU display la voce "TRK" nel menu principale. Da qui comparirà la scritta "TRACKER" affiancata dall'indicazione "OFF".

A questo punto premere il tasto "ENT" e successivamente le frecce direzionali per modificare lo status desiderato (DAY/NIGHT) e premere nuovamente "ENT".

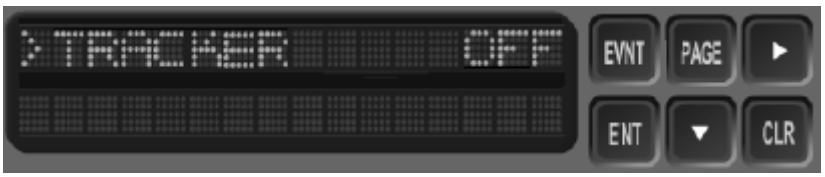


Figura 76: schema CDU display

A questo punto portarsi al regime di volo desiderato (FPOG, hover, slow cruise, cruise o VNE) e, dal menu principale del display CDU, selezionare "MAINT" → "RT&B" → "(regime di volo desiderato)".

Il sistema provvederà a registrare i dati autonomamente; durante questa fase sullo schermo verrà visualizzata la dicitura "ACQUISITION IN PROGRESS", sostituita da "ACQUISITION COMPLETE" una volta terminata la procedura di acquisizione.

Al termine del processo verificare che di fianco al nome del regime di volo selezionato sia comparsa la scritta “DATA” che conferma l’avvenuta acquisizione dei dati.

Figura 77: sequenza del processo visualizzato sul CDU display

Una volta a terra, ad elicottero fermo, rimuovere la scheda PCMCIA dalla CDU e scaricare i dati sulla Ground Station.

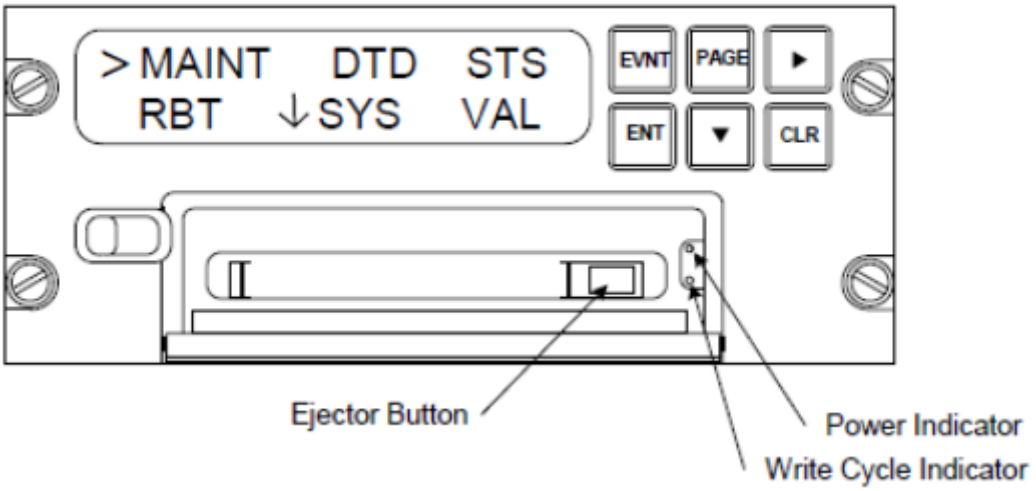


Figura 78: slot per l’inserimento della scheda PCMCIA a bordo dell'elicottero

È ora possibile analizzare i dati ed individuare le correzioni necessarie. Sulla Ground Station aprire il programma di gestione del sistema HUMS (HUMS GE per AW139), selezionare l’elicottero interessato e nel menu che compare a destra selezionare l’icona con l’indicazione RTB mentre nel menu in alto, identificato con la dicitura “Operation”, selezionare l’ultimo volo (o comunque quello nel quale sono state effettuate le registrazioni).

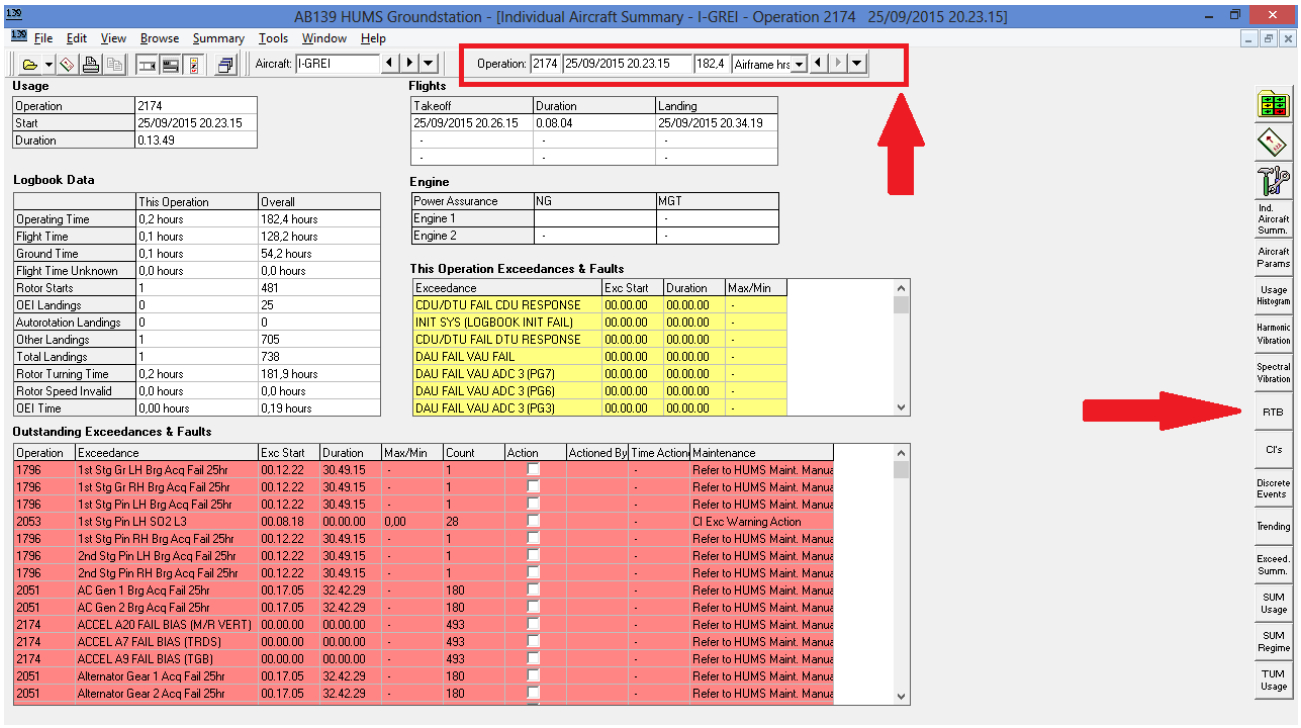


Figura 79: schermata principale del software di gestione del sistema HUMS

Nella parte superiore della schermata ora è possibile andare a selezionare la tipologia di rotore in esame, il tipo di volo effettuato, il tipo di acquisizione dei dati che era stata precedentemente impostata, selezionare che tipo di ottimizzazione si vuole fare (sul rotore principale o sul rotore di coda) e infine selezionare quali dati andare ad esaminare (data dell'acquisizione).

Nella parte inferiore della schermata verranno presentati mediante una tabella i risultati in termini di vibrazioni rilevate in volo (Measured), le correzioni suggerite (Recommended Adjustments) e i conseguenti livelli vibratori attesi nel caso vengano applicate le correzioni suggerite (Predicted).

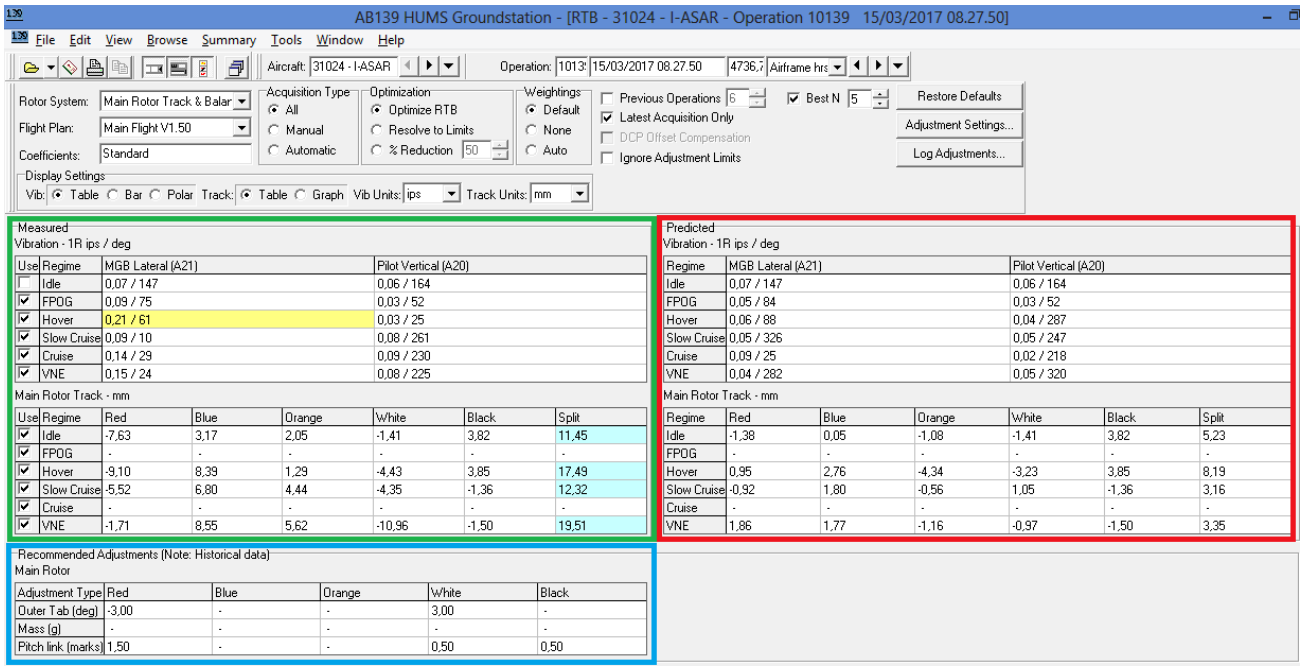


Figura 80: schermata relativa al sistema RTB

5.6 Heliwise

Come è stato detto in precedenza, ora verrà illustrata la procedura completa per l'utilizzo del software Heliwise, che è stato utilizzato da chi scrive per effettuare lo studio sul tracking e bilanciamento del rotore principale di un elicottero AW139. Si illustreranno alcuni esempi, azioni correttive da attuare e i risultati ottenuti.

Heliwise è il software più moderno messo a disposizione da Leonardo Helicopters che viene utilizzato da Airgreen all'interno delle proprie ground station al fine di analizzare i dati ricavati dal sistema HUMS. Esso implementa processi per l'elaborazione e gestione dei dati HUMS basati su regole definite dall'HUMS team di Leonardo sulla base della propria esperienza in questo settore.

Questo strumento software si pone come obiettivo quello di permettere la riduzione al minimo delle attività di manutenzione straordinaria indotta da vibrazioni nocive implementando un'architettura modulare, flessibile e adatta ad operare in un ambiente globale, come una sorta di comunità tecnica HUMS, dove tutti i dati sono condivisi.

Il processo di elaborazione dei dati HUMS di Heliwise è finalizzato alla generazione dei seguenti output:

- un elenco di avvisi di manutenzione

- la visualizzazione (attraverso tabelle o grafici) di tutte le misure, dati, risultati ricevuti dall'elicottero ed elaborati dalla stazione di terra, compresa la possibilità di confrontare i dati della flotta.

Figura 81: icona Heliwise

Tramite questo programma di facile utilizzo, tra le varie potenzialità è possibile effettuare contemporaneamente il tracking e il bilanciamento del rotore nel caso in cui i dati rilevati siano fuori dai limiti voluti; infatti, il programma automaticamente legge i dati, li mostra all'utente e suggerisce delle azioni mitigative.

I limiti massimi di vibrazioni ammissibili solitamente sono di 0,2 ips sia per quelle verticali che per quelle orizzontali, in quanto tale valore è universalmente riconosciuto come accettabile non sottoponendo strutture e persone ad eccessivi stress. Tali valori non corrispondono a quelli esposti precedentemente (comunicati dal costruttore) in quanto questi ultimi sono dei valori limite, che il costruttore accetta come non dannosi per la macchina, tuttavia, per operare in efficienza è consigliabile attenersi a valori più bassi.

Quest'impostazione consente di continuare ad operare nel caso in cui tali livelli ottimali vengano superati, purchè si rimanga entro i limiti fissati dal costruttore.

Il massimo discostamento verticale tra le tracce delle pale deve essere invece di soli 30 mm. Anche in questo caso si cerca di stare al di sotto di tale valore ma non è detto che esso necessariamente rappresenti la condizione di tracking migliore da un punto di vista delle vibrazioni verticali.

Analogamente al caso precedente, i dati registrati in volo sono memorizzati sulla scheda PCMCIA; quest'ultima va rimossa dall'elicottero e collegata al pc tramite una porta USB per la lettura e scaricamento dei dati una volta a terra.

Figura 82: scheda PCMCIA e relativo lettore

A questo punto dopo essere entrati sul sito Heliwise sarà possibile selezionare l'elicottero della flotta sul quale si è interessati a svolgere le analisi.

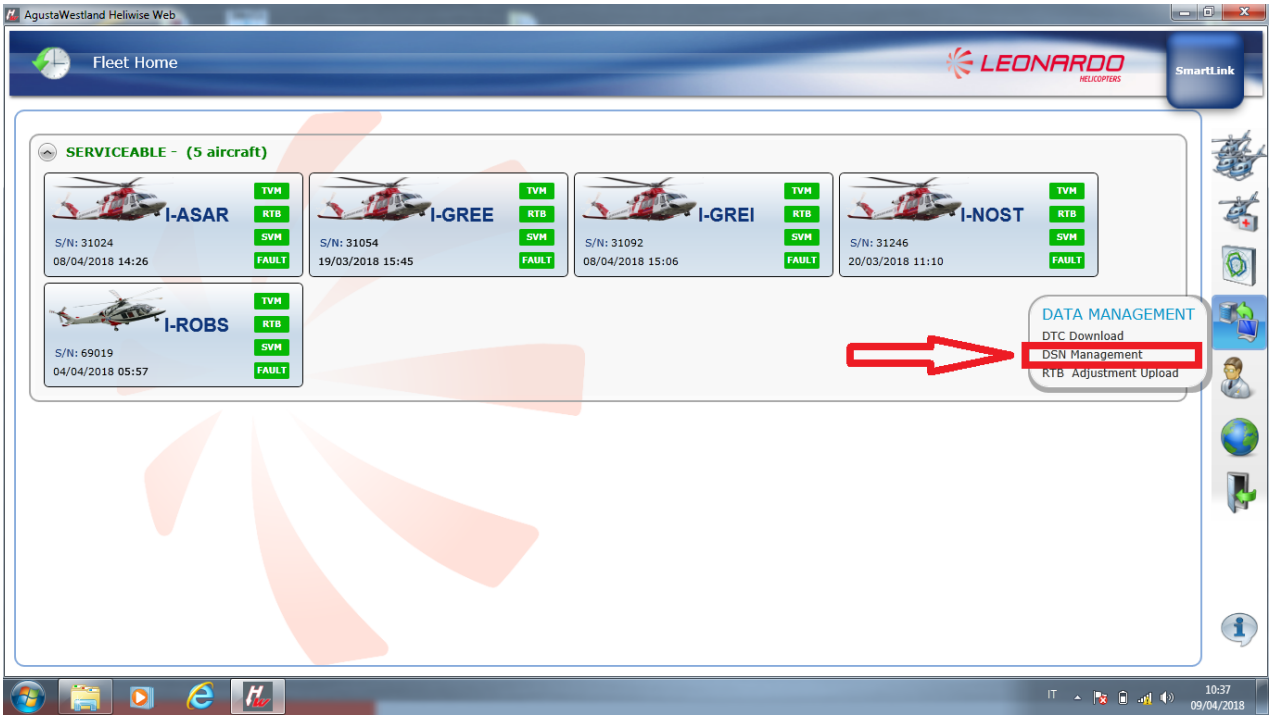


Figura 83: schermata principale del programma Heliwise

Dall'interfaccia grafica si possono visualizzare i dati rilevati sia sotto forma di grafico che sotto forma di dati numerici e da questi possono iniziare le analisi.

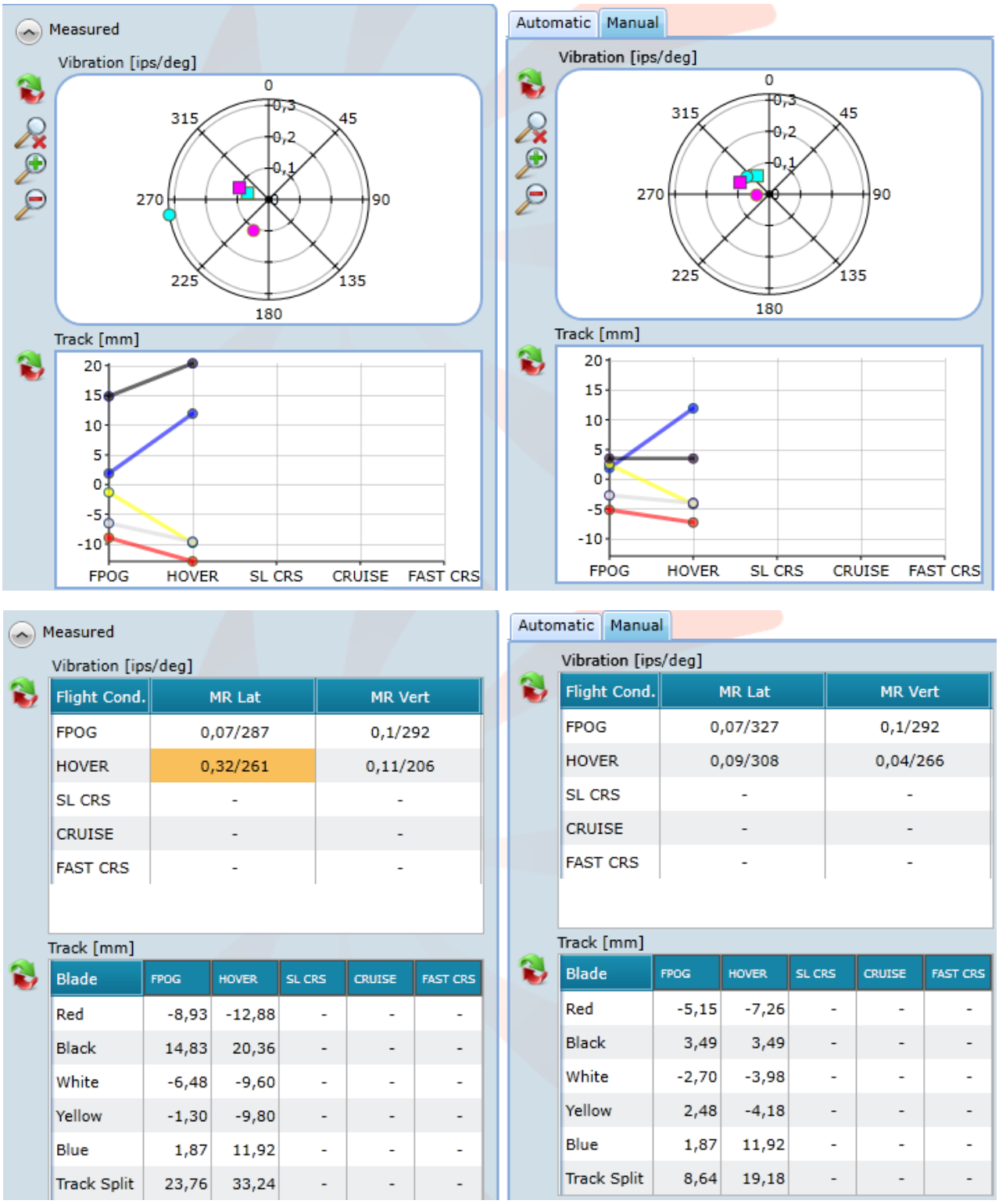


Figura 84: visualizzazione dei risultati relativi al tracking ed al bilanciamento per via grafica e numerica

Nella parte sinistra delle schermate sono rappresentati i valori misurati dai sensori e salvati sulla memoria PCMCIA che sono stati successivamente scaricati sulla ground station, mentre nella parte di destra si possono vedere i risultati attesi a seguito delle azioni mitigative che il programma propone sotto forma di aggiunta di masse di compensazione, di regolazione delle aste del ciclico (pitch link) o di regolazione delle trim tab.

Andando a confrontare i grafici e le tabelle di destra con la controparte di sinistra è possibile osservare come le azioni proposte dal software effettivamente migliorino sia il tracking che il bilanciamento del rotore, infatti si vedono i valori nelle tabelle diminuire e rientrare all'interno dei range ammessi; questo risultato lo si può evincere anche dai grafici che danno una visualizzazione più immediata e di facile lettura della situazione registrata.

Le azioni correttive da eseguire al fine di raggiungere la condizione di tracking e bilanciamento predetta dal programma sono visualizzate in una piccola schermata in basso. Tali correzioni sono espresse sotto forma di tacche da ruotare (PL) sulle aste di cambio passo per regolarne la lunghezza e quindi agire sul tracking, sotto forma di grammi di masse compensatrici da aggiungere o sottrarre alle pale ai fini del bilanciamento massico (Mass) oppure sotto forma di gradi di cui ruotare le trim tab (Tab) al fine di agire sul tracking.

Nella seguente figura si può ad esempio osservare come le azioni consigliate (riduzione di 2 tacche sulla lunghezza della pitch link corrispondente alla pala nera e di 0,5 per quella corrispondente alla pala blu) portino ad un notevole miglioramento del tracking, infatti, le tracce delle pale nel grafico riferito al tracking si avvicinano tra loro e rientrano nel delta di 30mm voluto.

Andando ad applicare le correzioni sulle pale con tracce troppo alte, ovvero la blu e la nera, esse vengono riportate correttamente all'interno del piano del disco rotorico e in questo modo la differenza di altezza tra la pala più alta e quella più bassa si riduce da più di 30mm (limite massimo accettabile) a soli 20mm.

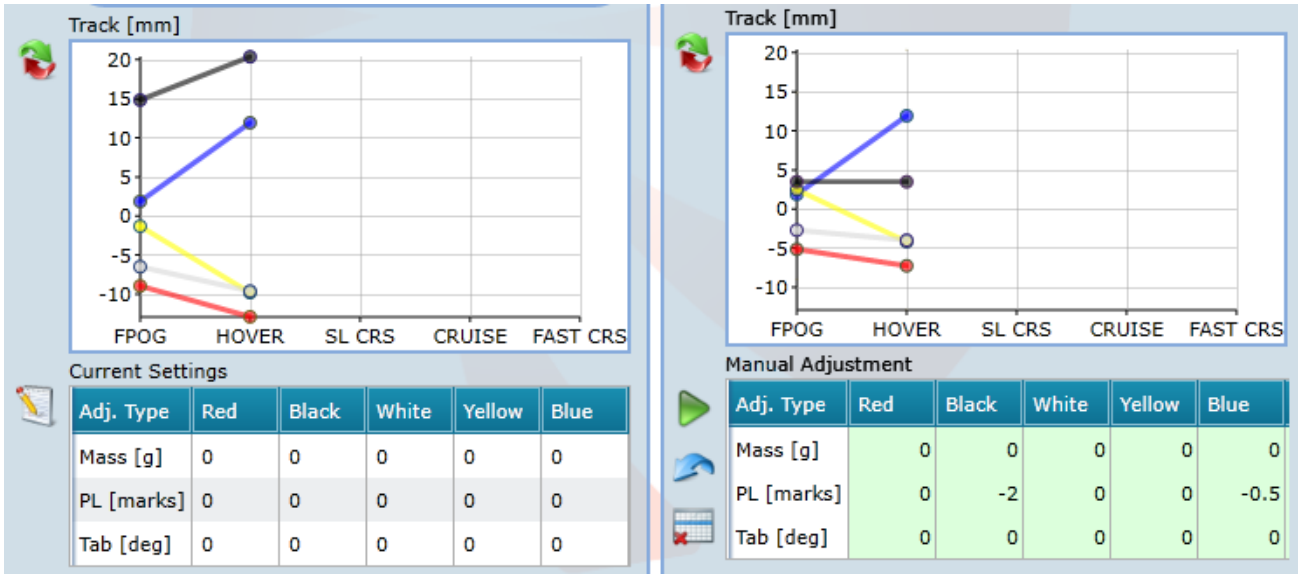


Figura 85: correzioni suggerite e visualizzazione tramite grafico del risultato atteso

In questo esempio, per semplicità di spiegazione e chiarezza dei risultati, le misurazioni sono state effettuate solamente on ground (FPOG) e in hover, infatti i dati relativi alle altre condizioni di volo sono assenti (non è stata eseguita tutta la procedura di registrazione che comprende anche le condizioni slow cruise, cruise e VNE).

Una procedura completa e più complessa è riportata in appendice.

Lo stesso discorso può essere fatto per la correzione delle vibrazioni laterali che viene eseguito tramite aggiunta di masse di bilanciamento. Le correzioni vengono proposte sotto forma di aggiunta o sottrazione di masse compensatrici in punti prestabiliti dell'attacco della pala.

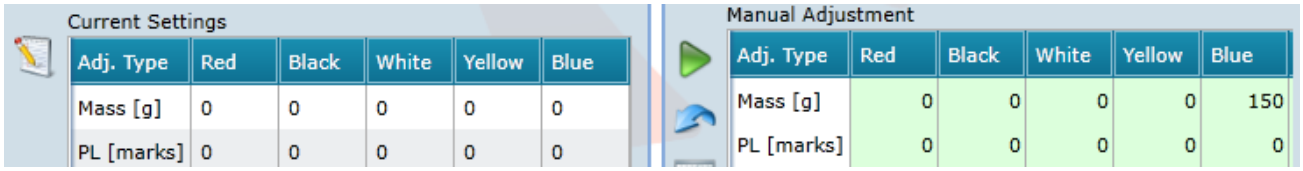


Figura 86: correzione per il bilanciamento del rotore attuata tramite aggiunta di masse compensatrici

Anche in questo caso si osserva che l'aggiunta di alcune masse porta a migliorare di molto le vibrazioni, infatti si vede che i punti sul grafico di sinistra che identificano le asimmetrie massiche del rotore, a seguito delle azioni manutentive, si spostano nel grafico di destra più vicino al centro del grafico e dunque più vicino al centro di rotazione del rotore con conseguente diminuzione del vettore dello sbilanciamento.

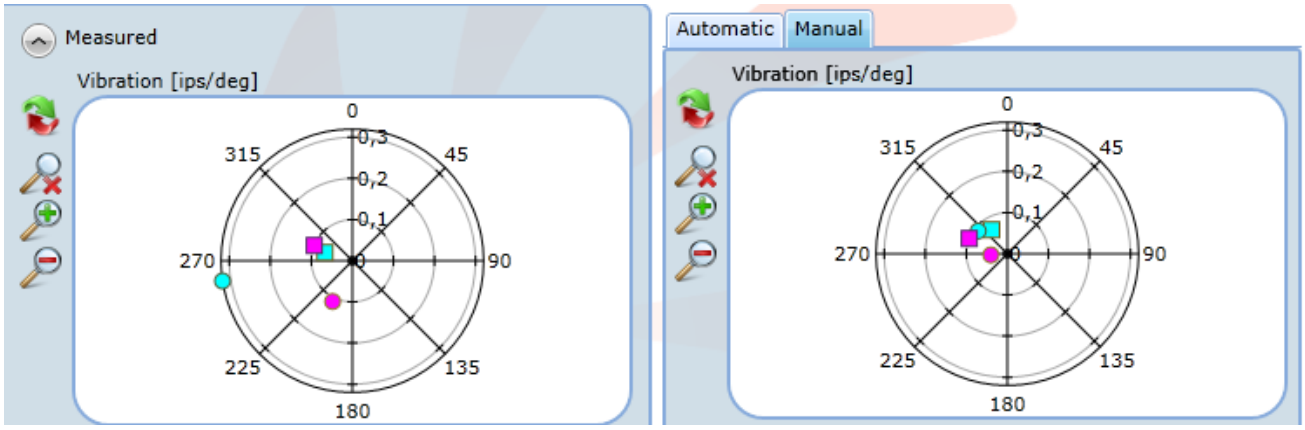


Figura 87: visualizzazione tramite grafico del risultato predetto a seguito dell'attuazione delle correzioni suggerite

Al termine dell'effettuazione delle procedure di correzione suggerite dal software si eseguono nuovamente le procedure di tracking e bilanciamento in volo in modo da verificare l'efficacia delle azioni manutentive realizzate.

Se le azioni manutentive hanno portato ai risultati attesi e tutti i parametri rientrano nei limiti previsti dalla normativa la procedura risulta conclusa. A testimonianza dei risultati ottenuti può essere stampato dalla piattaforma di Heliwise un report RTB che riporta i risultati in termini di vibrazioni [ips] e discostamento verticale della traccia delle pale [mm]; tale documento talvolta può essere allegato al rapporto di lavoro.

LEONARDO HELICOPTERS

Diagnostic & Maintenance System HELIWISE AgustaWestland Products

ROTOR TRACK AND BALANCE REPORT

Aircraft Model	AW139	**Date**	22-10-2022	**RTB Configuration File Identification**	AW139_RTB
Serial Number		**Time**		**RTB Input Mode**	Single Acquisition
Variant		**Last DSN**	0		

MEASURED VIBRATIONS:

MAIN ROTOR					
VIBRATION 1R IPS	FPOG	HOVER	SLOW CRUISE	CRUISE	FAST CRUISE
LATERAL	0.04/287	0.08/335	0.09/272	0.08/305	0.12/333
VERTICAL	0.03/256	0.03/279	0.05/254	0.06/237	0.07/240

TAIL ROTOR					
VIBRATION 1R IPS	FPOG	HOVER	SLOW CRUISE	CRUISE	FAST CRUISE
AXIAL	0.03/63	0.09/63	0.08/337	0.1/325	0.18/305
RADIAL	0.07/29	0.08/68	0.04/354	0.11/315	0.07/339

MAIN ROTOR TRACK SPLIT						
TRACK mm	RED	BLACK	WHITE	YELLOW	BLUE	SPLIT
FPOG	-5,11	4,65	-1,28	-0,08	1,82	9,76
HOVER	-7,52	10,01	-5,41	-7,71	10,63	18,34
SLOW CRUISE	-7,14	4,51	-2,28	-5,07	9,98	17,13
CRUISE	-11,65	9,3	-5,37	-5,89	13,62	25,27
FAST CRUISE	-15,53	11,8	-3,48	-6,43	13,63	29,15

CURRENT SETTINGS:

MAIN ROTOR					
ADJ TYPE	RED	BLACK	WHITE	YELLOW	BLUE
Mass (g)	0	0	0	0	0
Pitch Link (Marks)	0	0	0	0	0
Outer Tab (deg)	0	0	0	0	0

TAIL ROTOR				
ADJ TYPE	WHITE	BLUE	YELLOW	RED
Mass (g)	0	0	0	0
Pitch Link (Flats)	0	0	0	0

Figura 88: RTB Heliwise report

Conclusioni

In questo elaborato è stato affrontato il tema delle vibrazioni e come esse impattino in maniera negativa sulle performance e sulla sicurezza in ambito elicotteristico causando affaticamento dell'equipaggio, usura dei componenti, diminuzione del comfort dei passeggeri, aumento dei costi manutentivi e la propagazione delle cricche. La corretta manutenzione e il monitoraggio delle parti rotanti dell'aeromobile è il primo passo per evitare questi eccessivi livelli vibratori.

Recenti sperimentazioni puntano sull'introduzione negli elicotteri di sistemi di controllo attivo delle vibrazioni (Active Vibration Control Systems - AVCS) che si basano su dei Circular Force Generators (CFG) posti nel pianale della macchina allo scopo di assorbire le vibrazioni dissipate dall'aeromobile per un'ampia gamma di frequenze. Questi sistemi agiscono andando ad assorbire parte delle armoniche provenienti dal rotore, ovvero vibrazioni proprie che vengono trasmesse al mozzo dal rotore e che non sono quindi eliminabili tramite la manutenzione. Questo sistema agisce in buona parte sulle vibrazioni a media frequenza ma non su quelle a bassa frequenza (che sono quelle più dannose e fastidiose per l'equipaggio) né sulle vibrazioni ad alta frequenza (che sono quelle più dannose per l'affaticamento delle strutture), quindi questi sistemi sono utili e validi ma devono lavorare parallelamente ai VHM e alle procedure manutentive per abbattimento delle vibrazioni e non sono in grado di sostituirli.

In conclusione, i rotori, insieme alla trasmissione, sono gli elementi più rilevanti per quanto riguarda i livelli vibratori del velivolo. La prima arma da utilizzare per combattere le vibrazioni sono gli interventi manutentivi di tracking e bilanciamento, essenziali per limitare l'usura dei componenti, estendendo quindi la vita utile residua del velivolo, ed essenziali per contenere i costi manutentivi derivanti da tutta una serie di problemi che in questo modo si prevengono e riducono. Con l'uso di moderni software, al giorno d'oggi, queste procedure sono divenute molto più semplici e precise, e grazie ai dati derivanti dai sistemi di monitoraggio (HUMS) è possibile fare una diagnostica dell'intera macchina molto dettagliata e di conseguenza realizzare una migliore gestione degli scadenzari e un preciso monitoraggio dell'aeromobile che, in questo modo, opera sempre al massimo delle sue possibilità.

Appendice

A1 AW189 HUMS

Per non appesantire l'elaborato la trattazione del sistema HUMS del velivolo AW189 è stata trattata in questa sezione visto che non è stata affrontata in prima persona dal sottoscritto ma solamente in maniera teorica.

In modo del tutto analogo al caso del AW139 preso in esame, ora si andrà ad illustrare il sistema HUMS presente in un velivolo AW189.

Per questo velivolo l'Health and Usage Monitoring System fa parte di un sistema più complesso che prende il nome di MDS (Monitoring and Diagnostic System), il quale si basa su un concetto di progettazione integrata all'interno del sistema avionico, in quanto tutte le funzioni principali si basano sull'Aircraft and Mission Management System (AMMS), che fornisce anche l'interfaccia con tutti i sensori MDS e la capacità di trasferimento dei dati; in aggiunta alle capacità di base del sistema è presente una serie di sensori dedicati, specifici per l'MDS e rilevanti per le funzioni di monitoraggio del sistema di controllo delle vibrazioni.

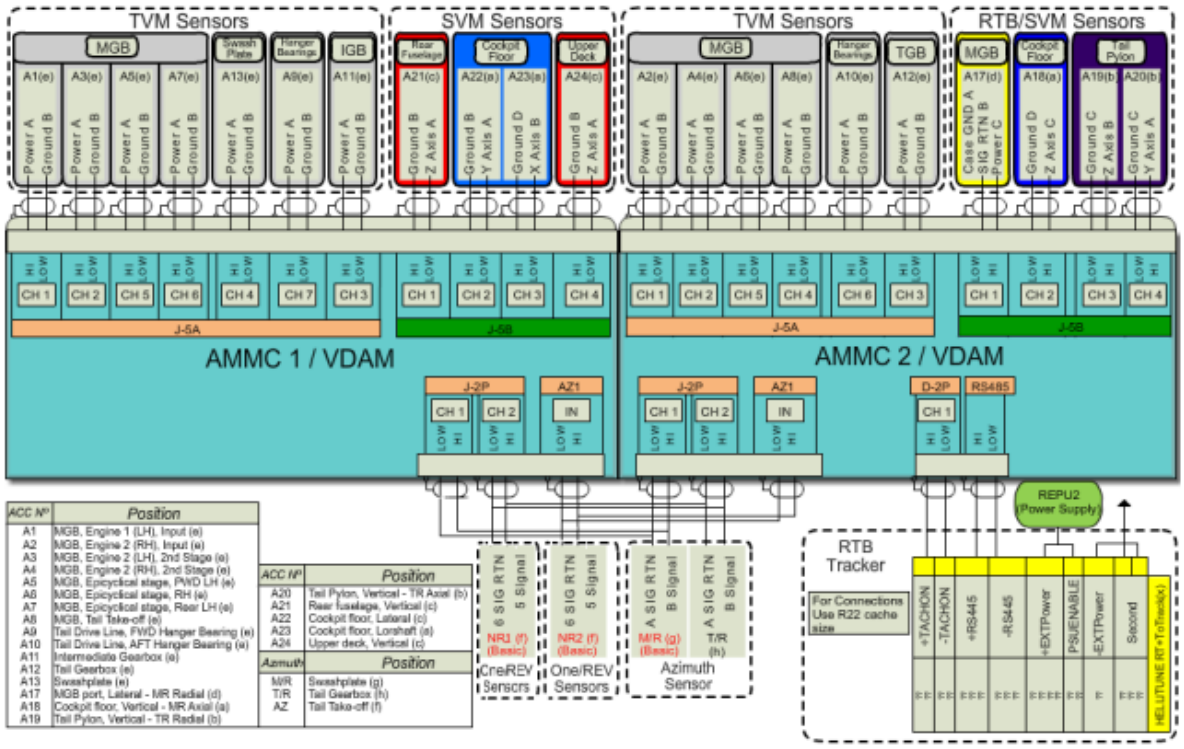


Figura A1: AW189 MDS sensors architecture

L’interfaccia tra questo sistema e il pilota è garantita da dei display con tastiera alfa numerica e schermi LCD a colori. Il data transfer device (DTD) permette il trasferimento bidirezionale dei dati dell'aeromobile per configurazione e aggiornamento delle apparecchiature con la stazione di terra e fornisce inoltre una funzione di lettura, scrittura e cancellazione per la memoria di massa nelle operazioni in volo e non.

I dati ricavati dai sensori possono a questo punto essere processati in due modi differenti ovvero tramite il salvataggio su schede esterne che successivamente andranno rimosse a motori spenti e caricate sulla ground station oppure tramite trasferimento immediato a terra, ma di un numero limitato di informazioni, anche con velivolo in volo.

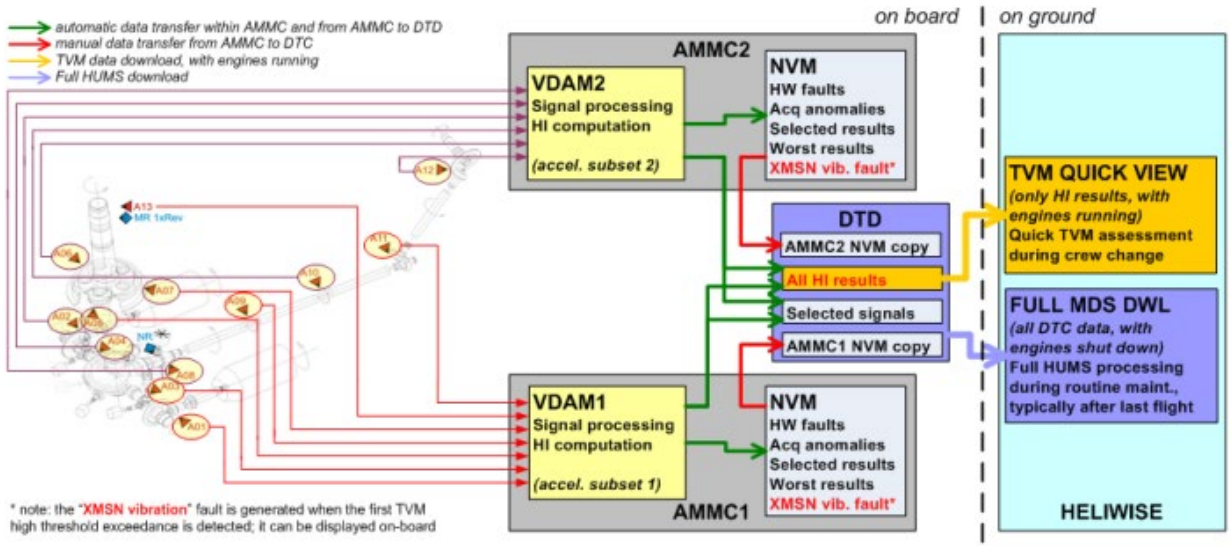


Figura A2: AW189 data management architecture

Le logiche di controllo MDS sono implementate in maniera ridondante in entrambi i computer di bordo ma ognuno di essi si interfaccia con dei sensori diversi dall’altro. Per il 189 sono presenti un totale di 18 accelerometri con assi multipli e altre tipologie sensori per la raccolta di ulteriori dati.

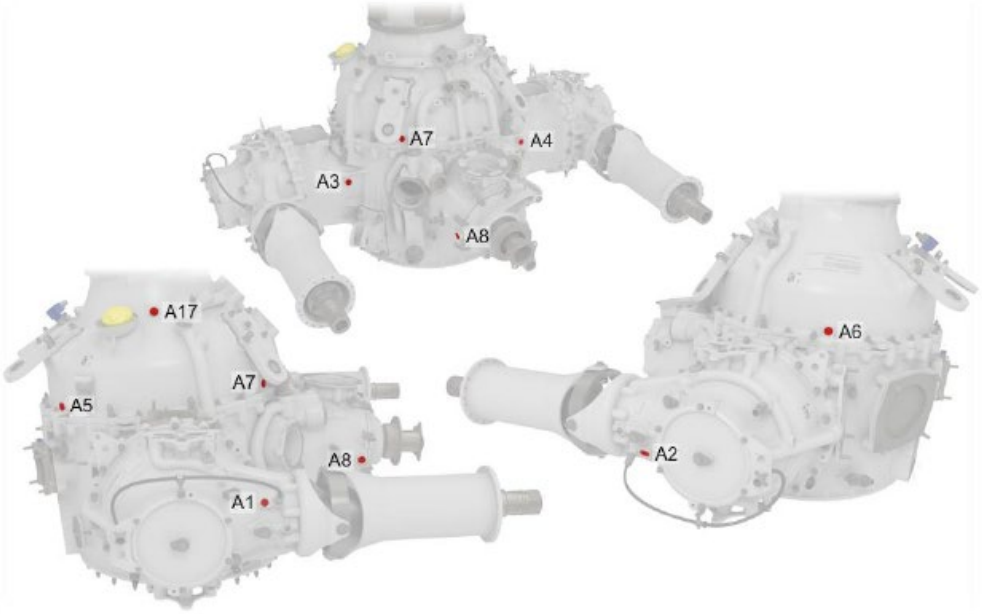


Figura A3: AW189 main gearbox assembly accelerometers

Come si può vedere, la maggior parte dei sensori si concentrano in prossimità dei motori e della trasmissione viste le grandi sollecitazioni che interessano questi componenti e la loro importanza.

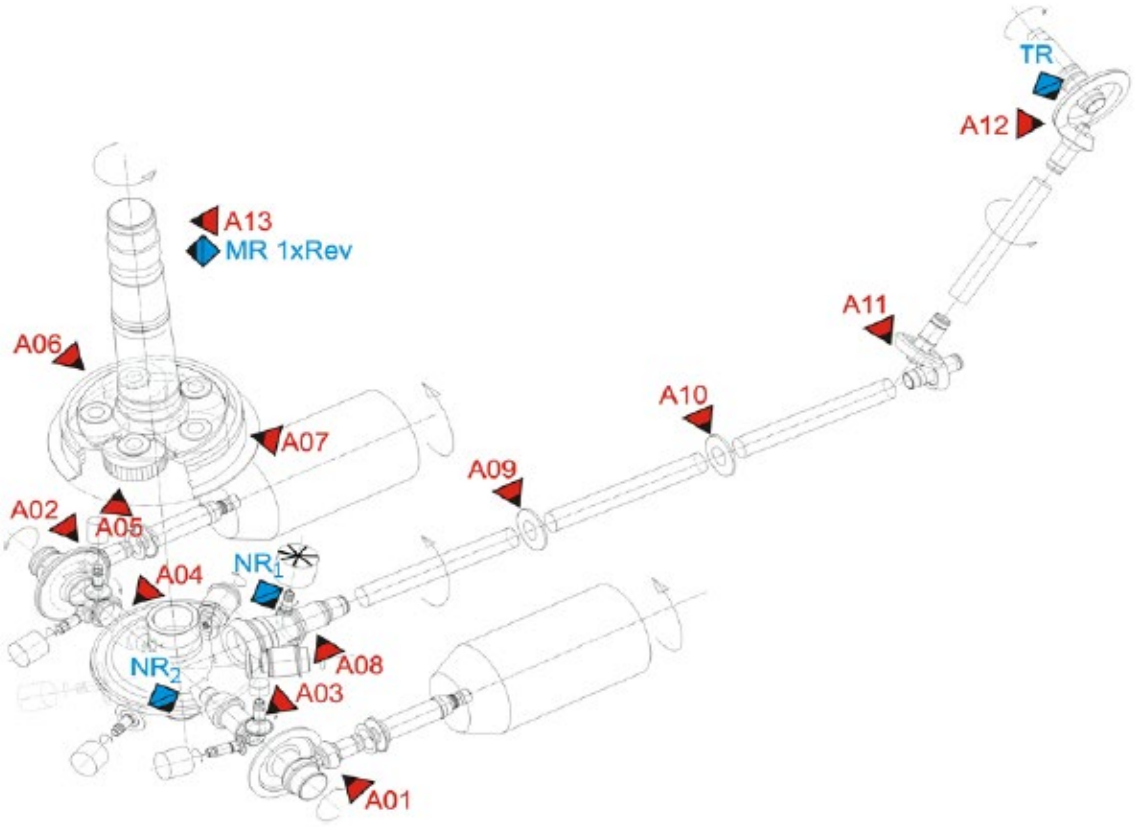


Figura A4: AW189 TVM sensor layout

Il sistema di misurazione delle vibrazioni della trasmissione (TVM) si avvale di 13 accelerometri per eseguire il monitoraggio delle vibrazioni della trasmissione e del piatto oscillante, mentre il monitoraggio delle vibrazioni strutturali (SVM) si avvale di 5 accelerometri per misurare le vibrazioni multi assiali della cellula. Questi accelerometri sono piezoelettrici, ermeticamente sigillati, con elettronica integrata e hanno una sensibilità di 25 mV/g (A17) o 100 mV/g (tutti gli altri). L'accelerometro e l'elettronica sono isolati elettricamente dall'involucro e sono un pacchetto montato su un perno con un connettore elettrico integrato.

Gli accelerometri Rotor Track and Balance (RTB) vengono utilizzati per misurare le vibrazioni del rotore dovute al tracking e al bilanciamento delle pale e per le operazioni di messa a punto del rotore; a tale scopo l'HUMS utilizza 4 segnali provenienti da 3 accelerometri RTB condivisi con la funzione SVM; tali accelerometri sono allineati agli assi assiale e radiale del rotore principale e di coda del velivolo.

Oltre a questi, alcuni accelerometri, sono usati per monitorare vibrazioni della struttura interna e del pavimento del velivolo per garantire il comfort dei passeggeri, troviamo ad esempio degli accelerometri nel pianale e nella cabina.

Figura A5: AW189 tail rotor accelerometer

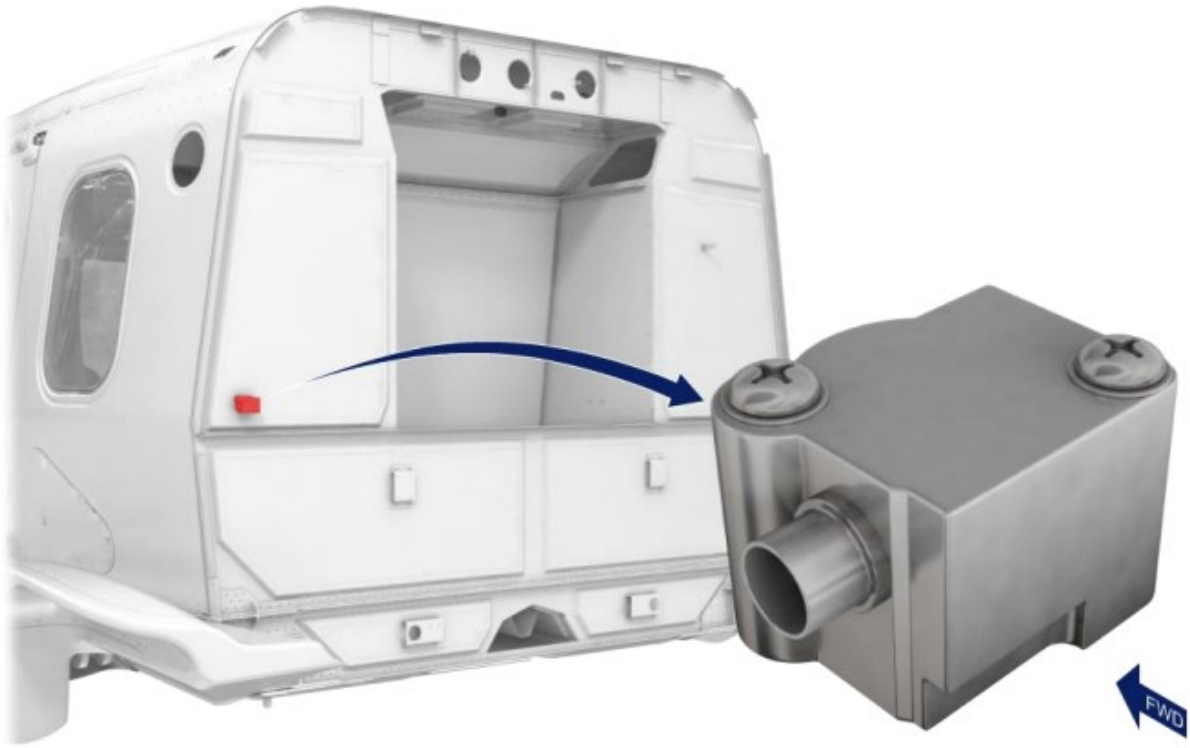


Figura A6: AW189 fuselage avionics bay mono-axial accelerometer

Per le vibrazioni derivanti dal rotore principale, che sono quelle sulle quali si è concentrato maggiormente questo elaborato, viene utilizzato il sensore accelerometrico A13, installato sul piatto oscillante del rotore principale che è utilizzato per la funzione transmission vibration monitoring.

L'installazione del sensore prevede una staffa dedicata sul piatto oscillante fisso mentre il tracking è gestito da un tracker installato sulla fusoliera.

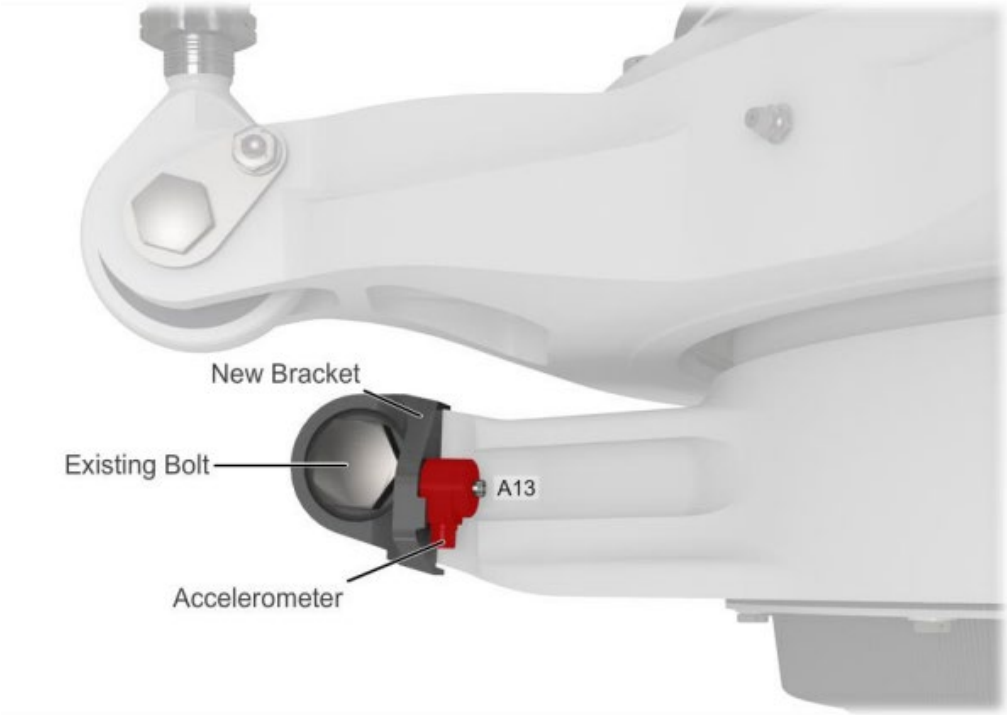


Figura A7: AW189 swashplate accelerometer

Figura A8: AW189 main rotor tracker

C’è poi il tachimetro del rotore principale che è collegato ad un connettore del piedistallo.

Si tratta di un sensore di velocità a riluttanza variabile (VRS) che misura la velocità del rotore principale e fornisce queste informazioni sotto forma di segnale analogico. Il tachimetro è alloggiato in un cilindro di acciaio inossidabile che è fissato vicino al rotore principale; questo sensore è completamente autonomo.

Il tachimetro ha una resistenza della bobina che va da 910 fino a circa 1200 ohm ed è in grado di fornire un'uscita minima di 190 V da picco a picco.

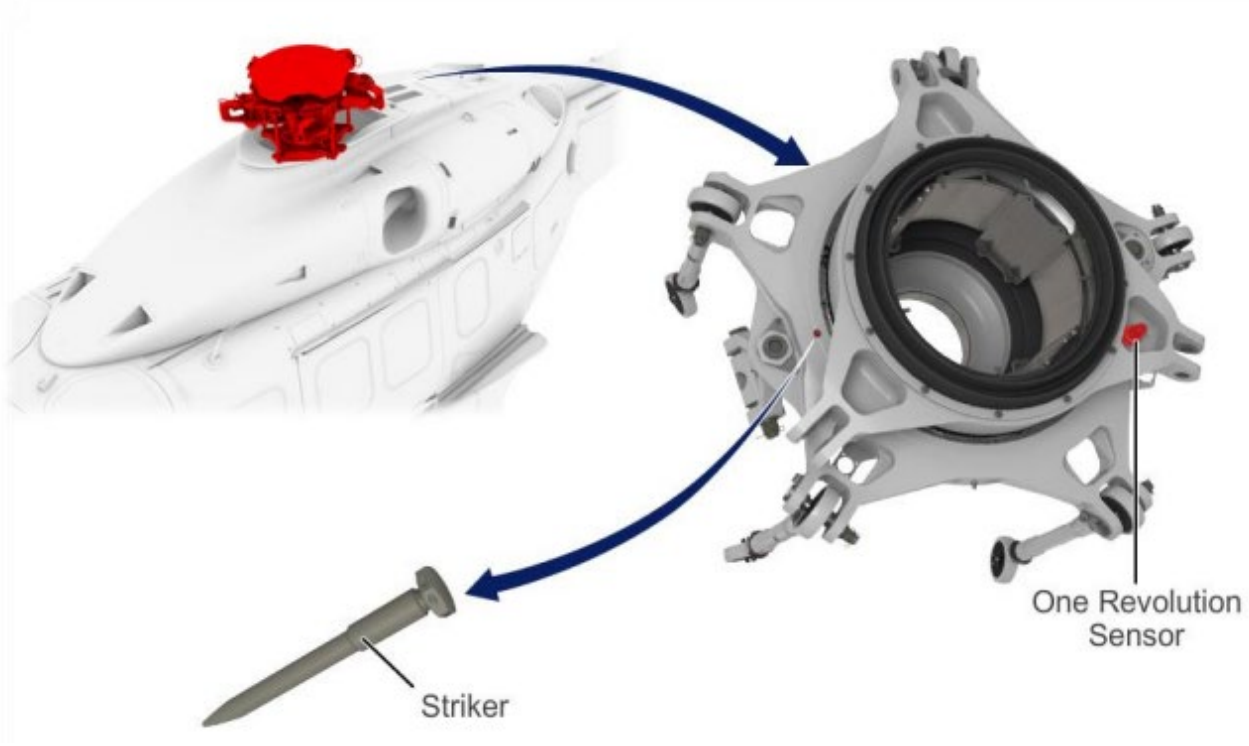


Figura A9: AW189 main rotor azimuth

Anche in questo caso, come quello visto in precedenza, tramite questi sensori possono essere ricavati tutta una serie di dati utili a monitorare il velivolo.

Questi dati possono essere visualizzati in piccola parte sul display MCDU in tempo reale, ma possono essere scaricati a terra sulla ground station per analisi approfondite e proiezioni statistiche che possono aiutare nella diagnostica o prognostica di eventuali rotture e malfunzionamenti.

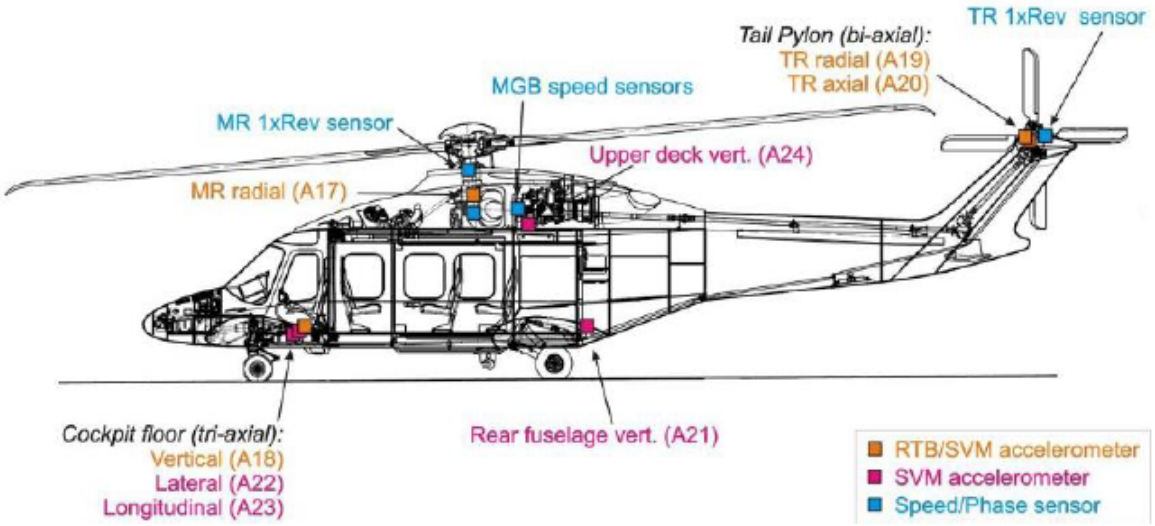


Figura A10: AW189 RTB & SVM sensors layout

Figura A11: AW189 MCDU pages hierarchy

A2 AW139 SENSORS

Per non appesantire l'elaborato con troppe immagini, in questa sezione sono riportate le immagini dei principali sensori presenti sull'AW139 che non sono già state inserite in precedenza.

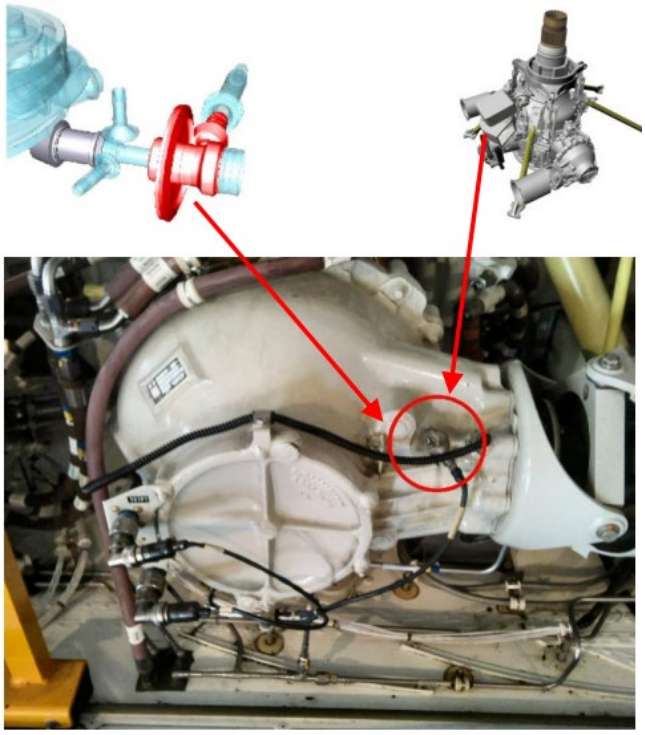


Figura A12: sensore a1, engine1 input location

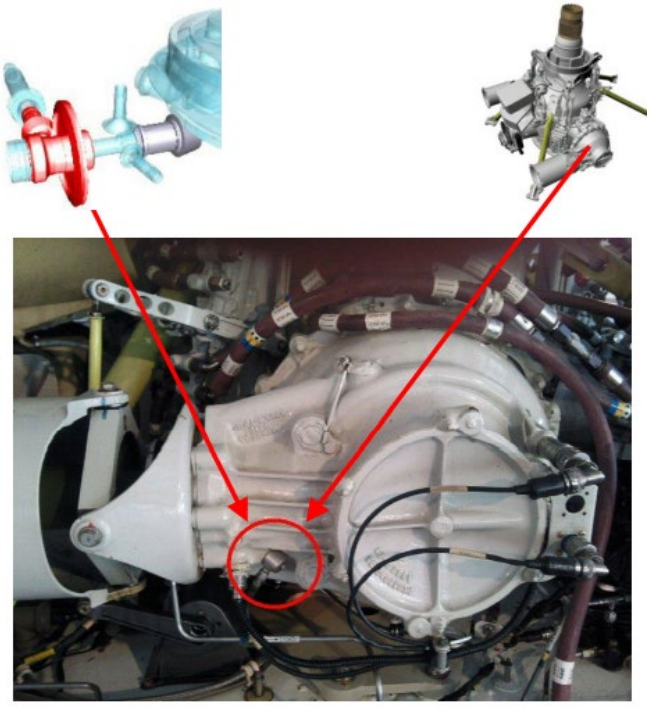


Figura A13: sensore a2, engine2 input location

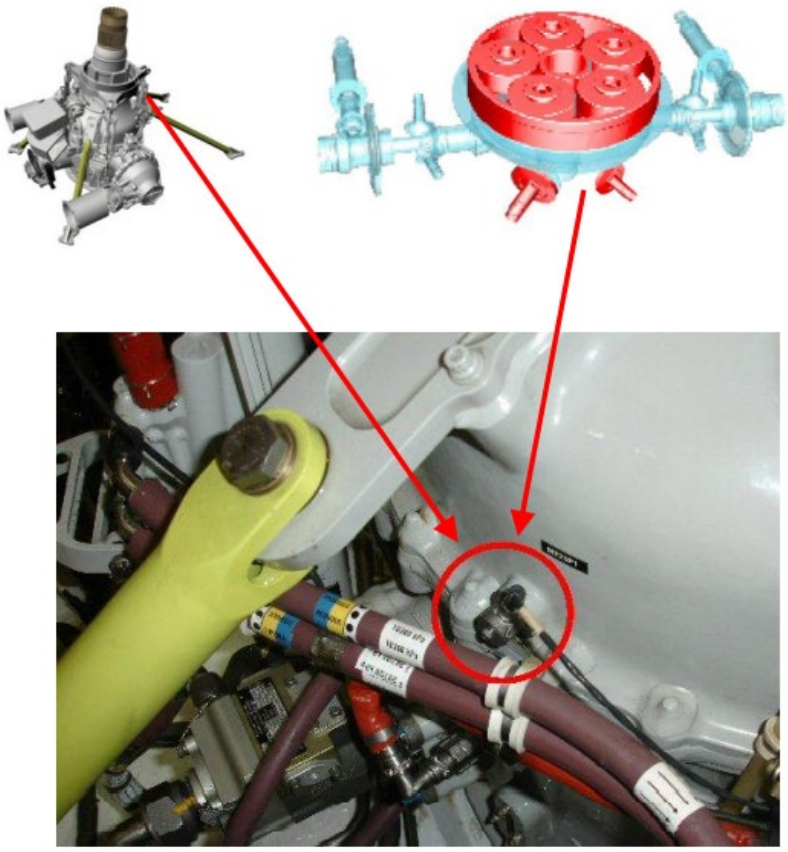


Figura A14: sensore a3, annulus gear forward location

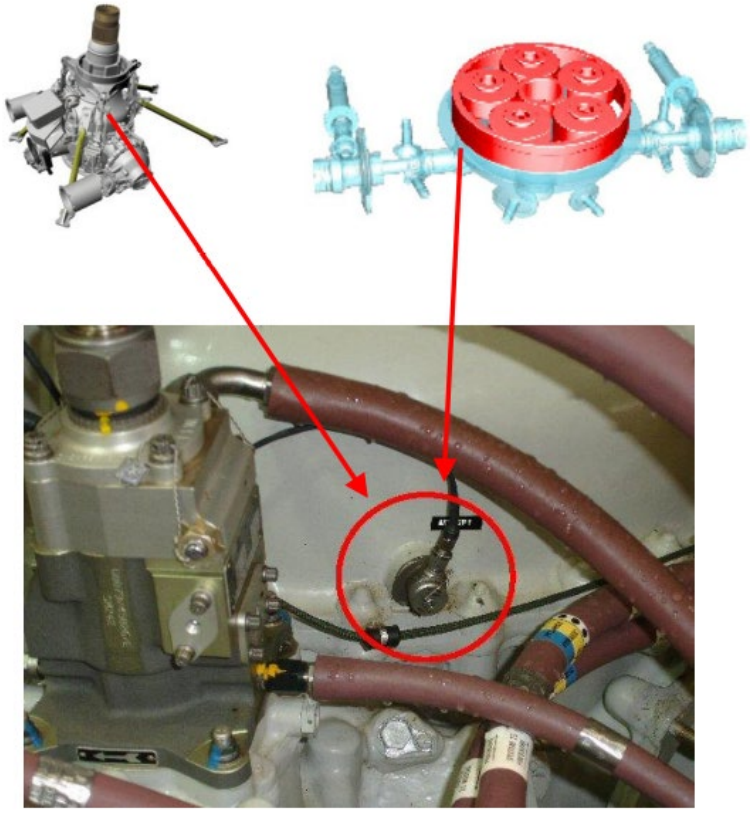


Figura A15: sensore a4, annulus gear right location

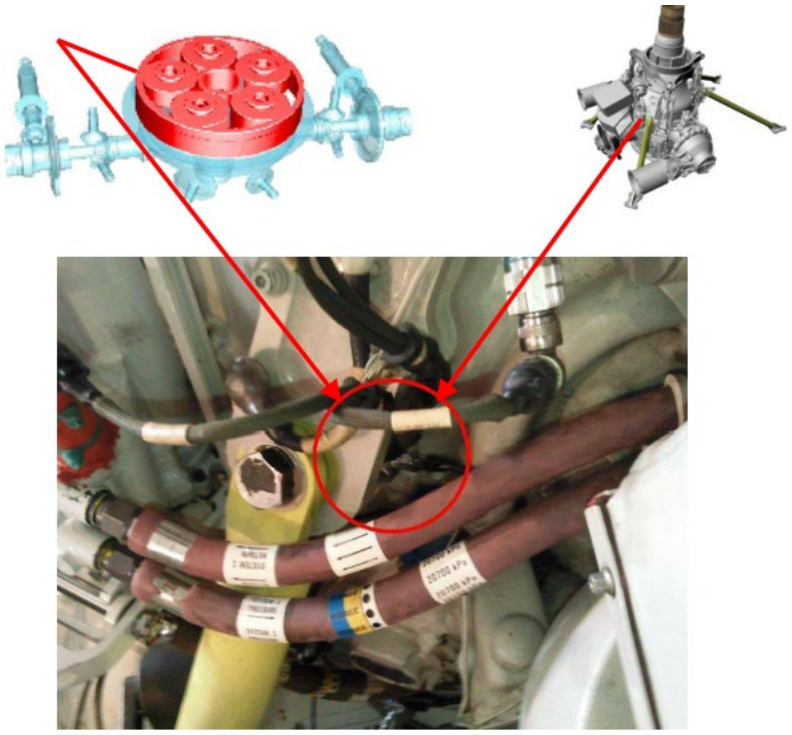


Figura A16: sensore a5, annulus gear aft location

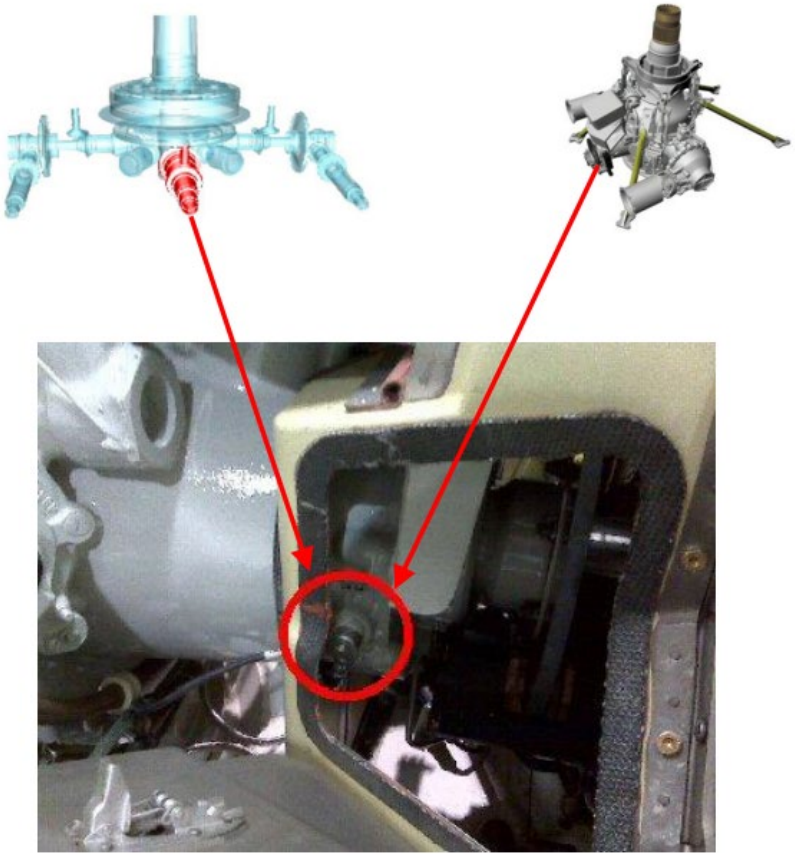


Figura A17: sensore a6, tail drive shaft take off location

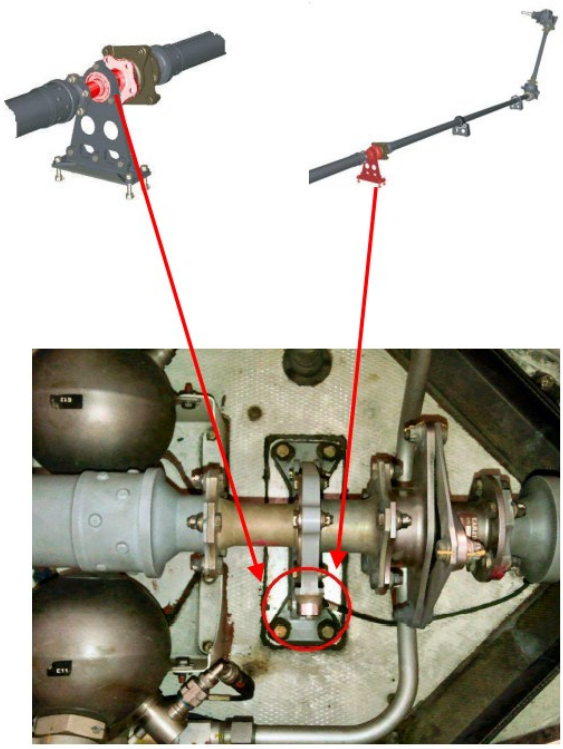


Figura A18: sensore a7, tail drive shaft hanger bearing location

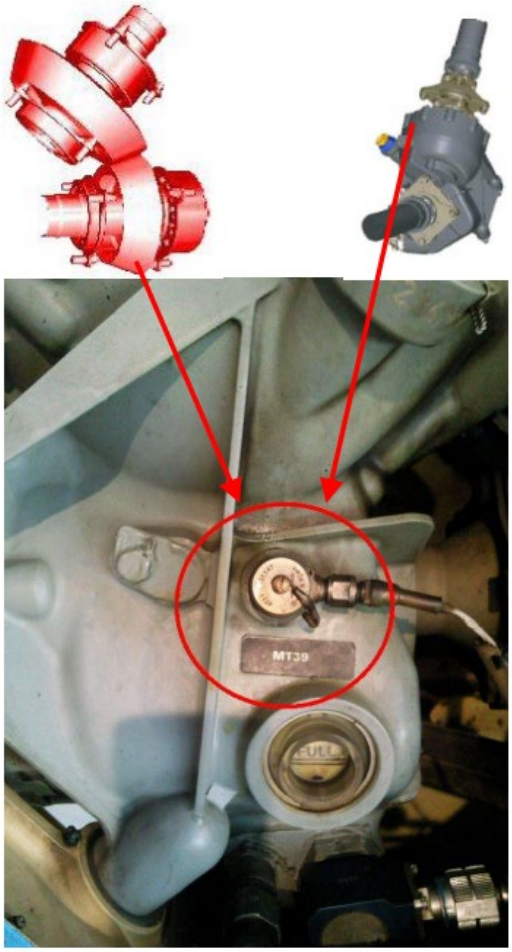


Figura A19: sensore a8, IGB accelerometer location

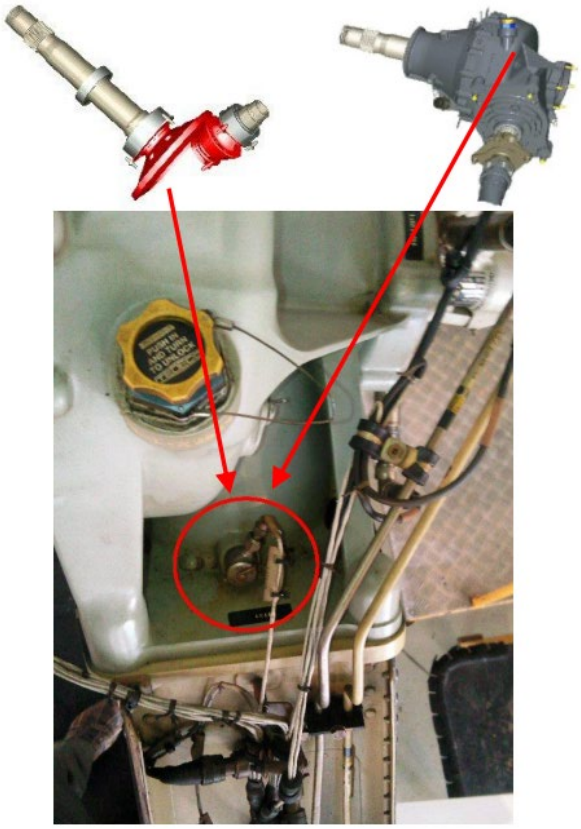


Figura A20: a9 accelerometer location

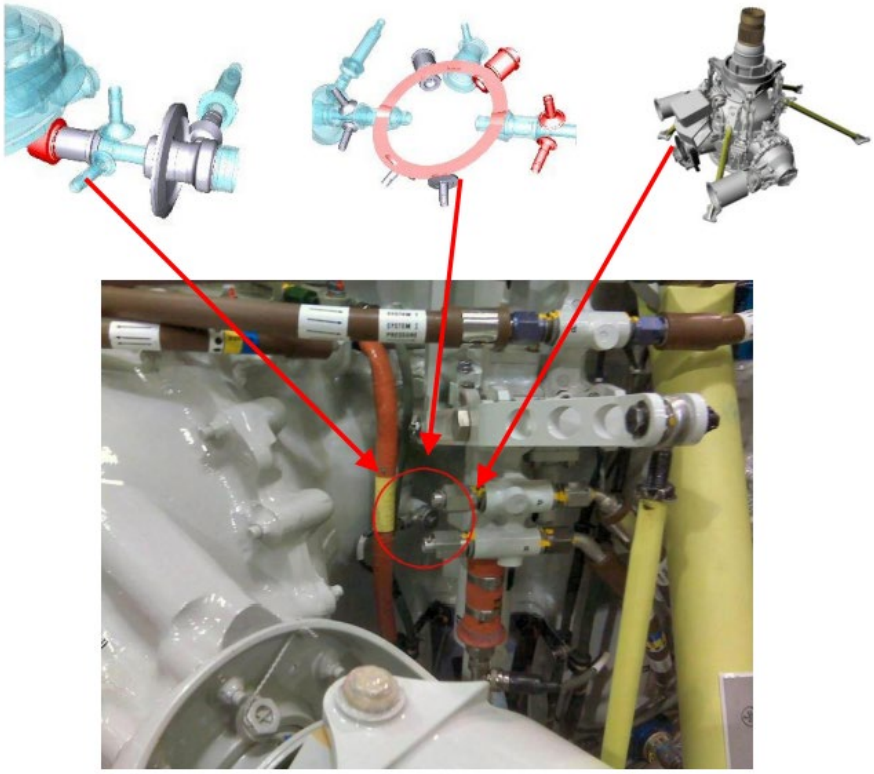


Figura A21: a10 accelerometer location

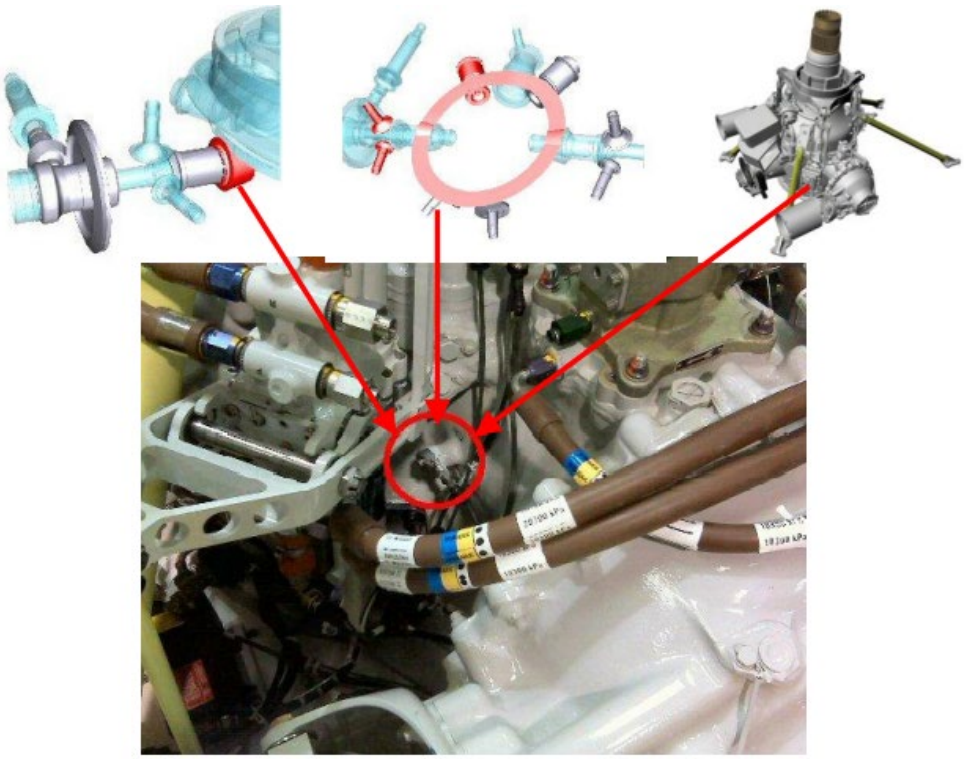


Figura A22: a11 accelerometer location

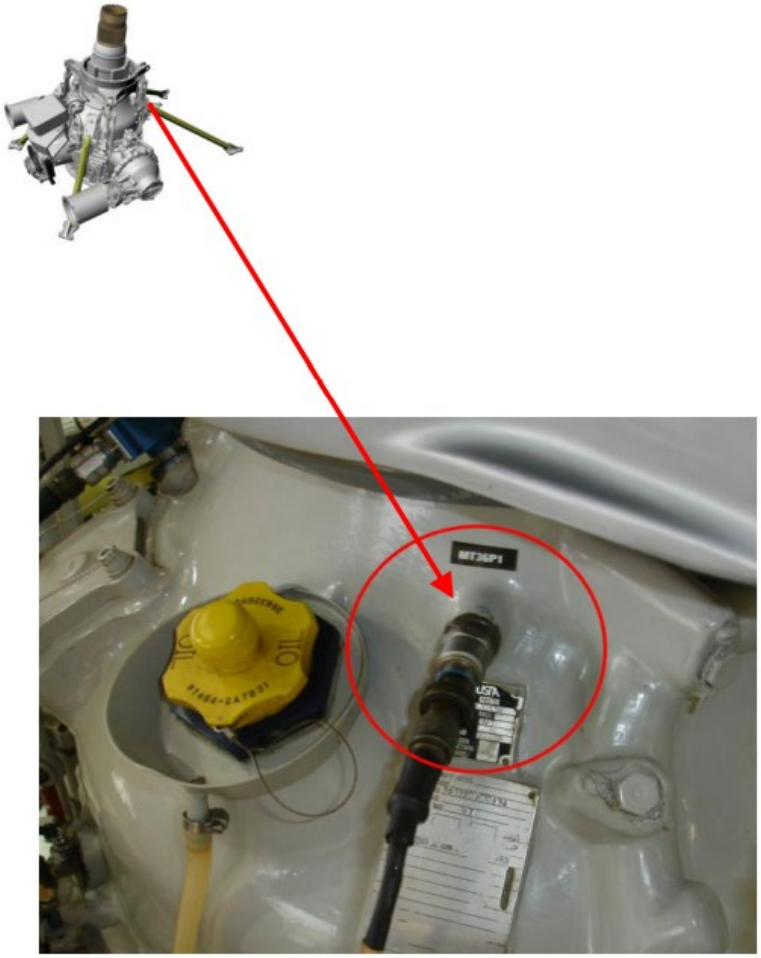


Figura A23: a21 accelerometer location

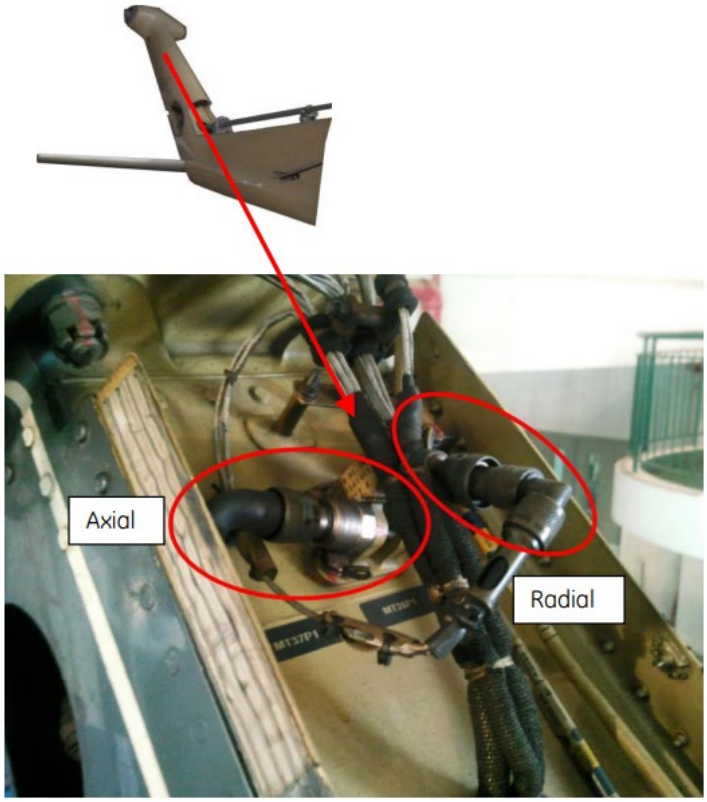


Figura A24: a22 and a23 accelerometer location

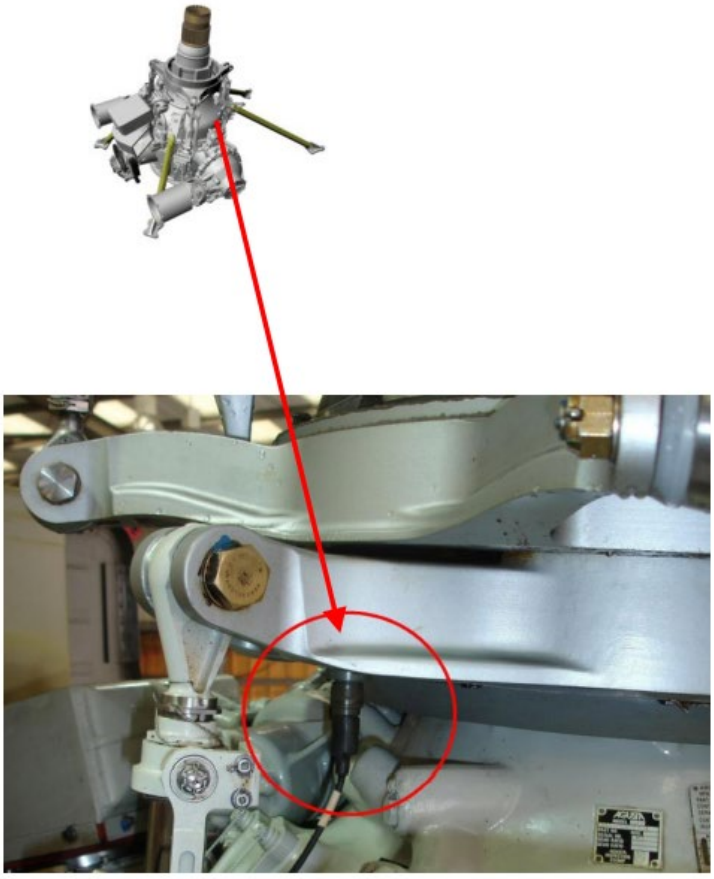


Figura A25: main rotor tachometer

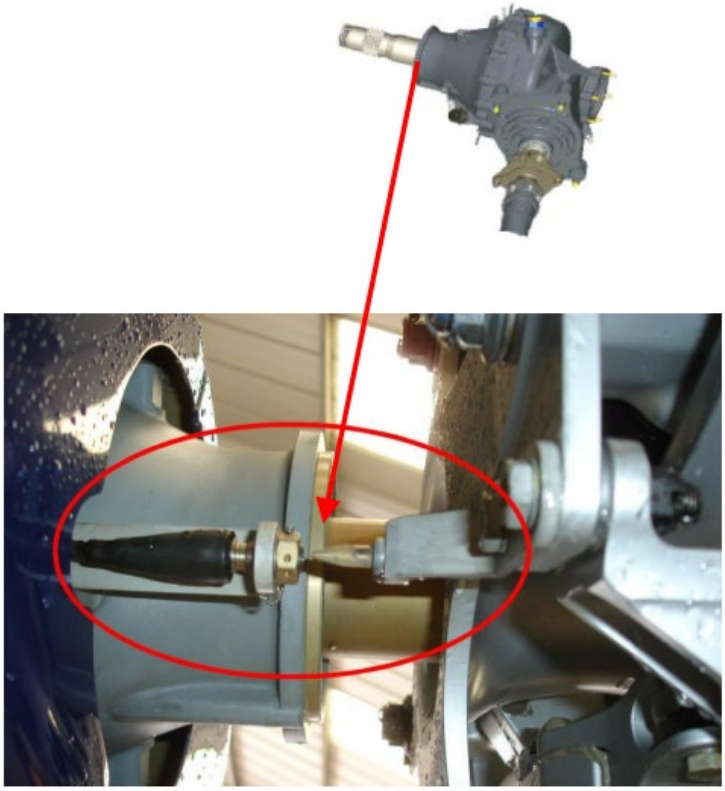


Figura A26: tail rotor tachometer

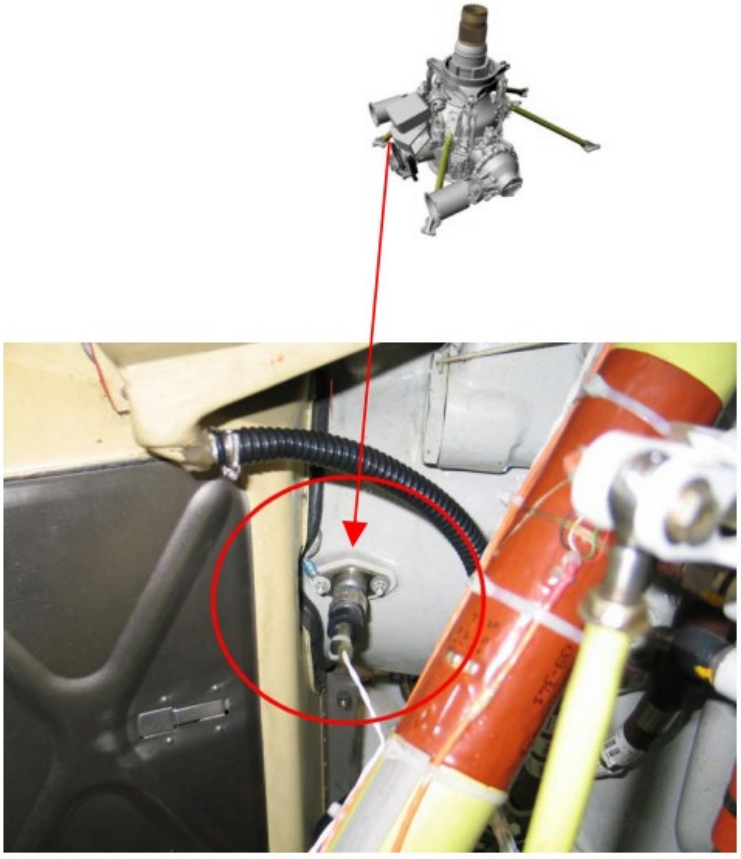
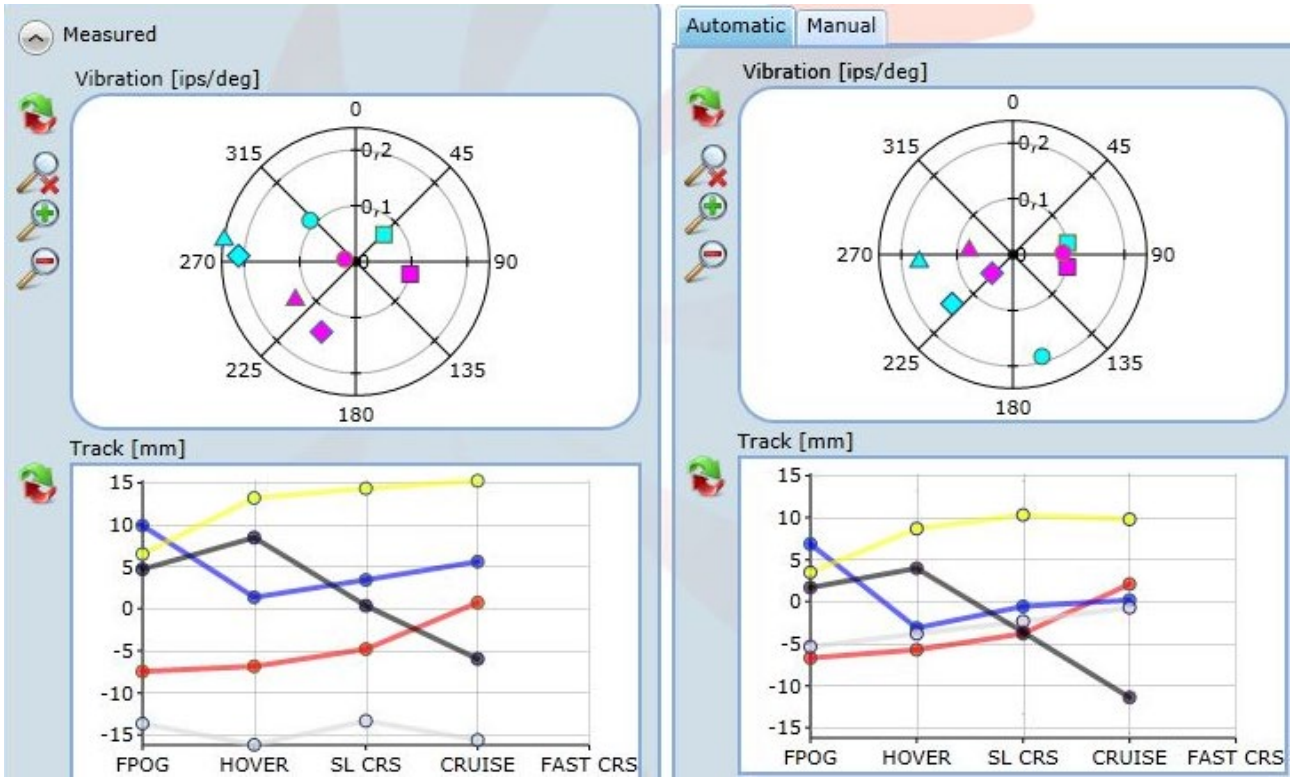


Figura A27: drive train tachometer

A3 Procedura RTB completa

In questo esempio verrà esposta una procedura di track and balance completa come è stato descritto precedentemente, quindi andando ad effettuare le misurazioni per FPOG, HOVER, slow cruise e cruise e VNE. Come si vede dalle immagini sottostanti, in verità, in corrispondenza della dicitura fast cruise (VNE) non sono presenti dati in quanto non sempre si raggiungono le condizioni di volo necessarie per l'acquisizione dei dati per tale condizione di volo; in tal caso, essendo la registrazione dei dati completamente automatizzata, il programma non è in grado di procedere con la registrazione degli stessi.

Heliwise, come già detto, a seguito delle misurazioni effettuate, suggerisce le correzioni da eseguire e fa una previsione sui valori che si otterranno.



Current Settings

Adj. Type	Blue	Red	Black	White	Yellow
Mass [g]	0	0	0	0	0
PL [marks]	0	0	0	0	0
Tab [deg]	0	0	0	0	0

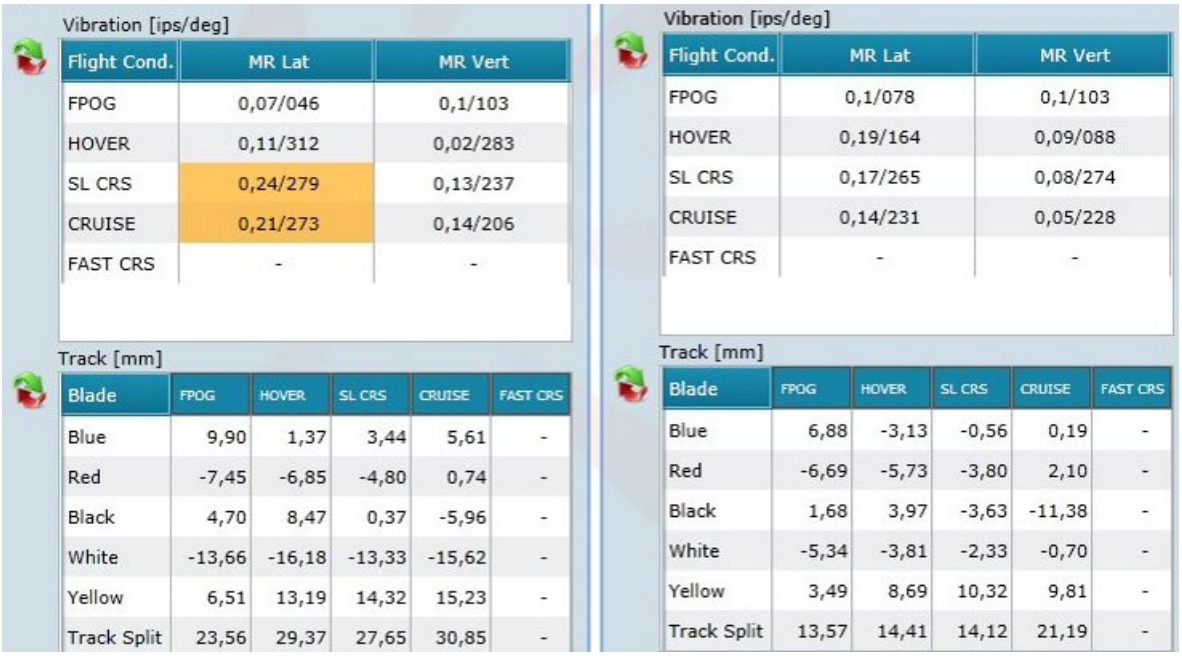
Delta Configuration to be applied to blades

Adj. Type	Blue	Red	Black	White	Yellow
Mass [g]	-	-	-	-	-
PL [marks]	-	0.5	-	1.5	-0.5
Tab [deg]	-	-	-	-	-

Figura A28: visualizzazione dei risultati relativi al tracking e al bilanciamento per via grafica e correzioni suggerite

In questo caso si ottengono evidenti miglioramenti sia per oscillazioni verticali che per quelle orizzontali, tuttavia è possibile che le correzioni attuate per migliorare un parametro possano portare al peggioramento di altri.

Dalla seguente immagine si vede che le oscillazioni laterali per la condizione di hover vengono peggiorate passando da 0,11 a 0,19 (valore molto vicino al limite di 0,2 ips) dunque questa situazione non è ottimale e richiede un intervento manuale dell'operatore.



Vibration [ips/deg]

Flight Cond.	MR Lat	MR Vert
FPOG	0,07/046	0,1/103
HOVER	0,11/312	0,02/283
SL CRS	0,24/279	0,13/237
CRUISE	0,21/273	0,14/206
FAST CRS	-	-

Track [mm]

Blade	FPOG	HOVER	SL CRS	CRUISE	FAST CRS
Blue	9,90	1,37	3,44	5,61	-
Red	-7,45	-6,85	-4,80	0,74	-
Black	4,70	8,47	0,37	-5,96	-
White	-13,66	-16,18	-13,33	-15,62	-
Yellow	6,51	13,19	14,32	15,23	-
Track Split	23,56	29,37	27,65	30,85	-

Vibration [ips/deg]

Flight Cond.	MR Lat	MR Vert
FPOG	0,1/078	0,1/103
HOVER	0,19/164	0,09/088
SL CRS	0,17/265	0,08/274
CRUISE	0,14/231	0,05/228
FAST CRS	-	-

Track [mm]

Blade	FPOG	HOVER	SL CRS	CRUISE	FAST CRS
Blue	6,88	-3,13	-0,56	0,19	-
Red	-6,69	-5,73	-3,80	2,10	-
Black	1,68	3,97	-3,63	-11,38	-
White	-5,34	-3,81	-2,33	-0,70	-
Yellow	3,49	8,69	10,32	9,81	-
Track Split	13,57	14,41	14,12	21,19	-

Figura A29: visualizzazione dei risultati relativi al tracking ed al bilanciamento per via numerica

Queste correzioni derivano da un calcolo iterativo, pertanto, andando per tentativi a variare i valori legati alle correzioni da effettuare, si cerca di arrivare alla condizione desiderata. Visto che il parametro non idoneo riguarda le vibrazioni laterali, in questo caso, si va ad agire sulle masse di compensazione. Le correzioni che risultano adatte sono le seguenti.

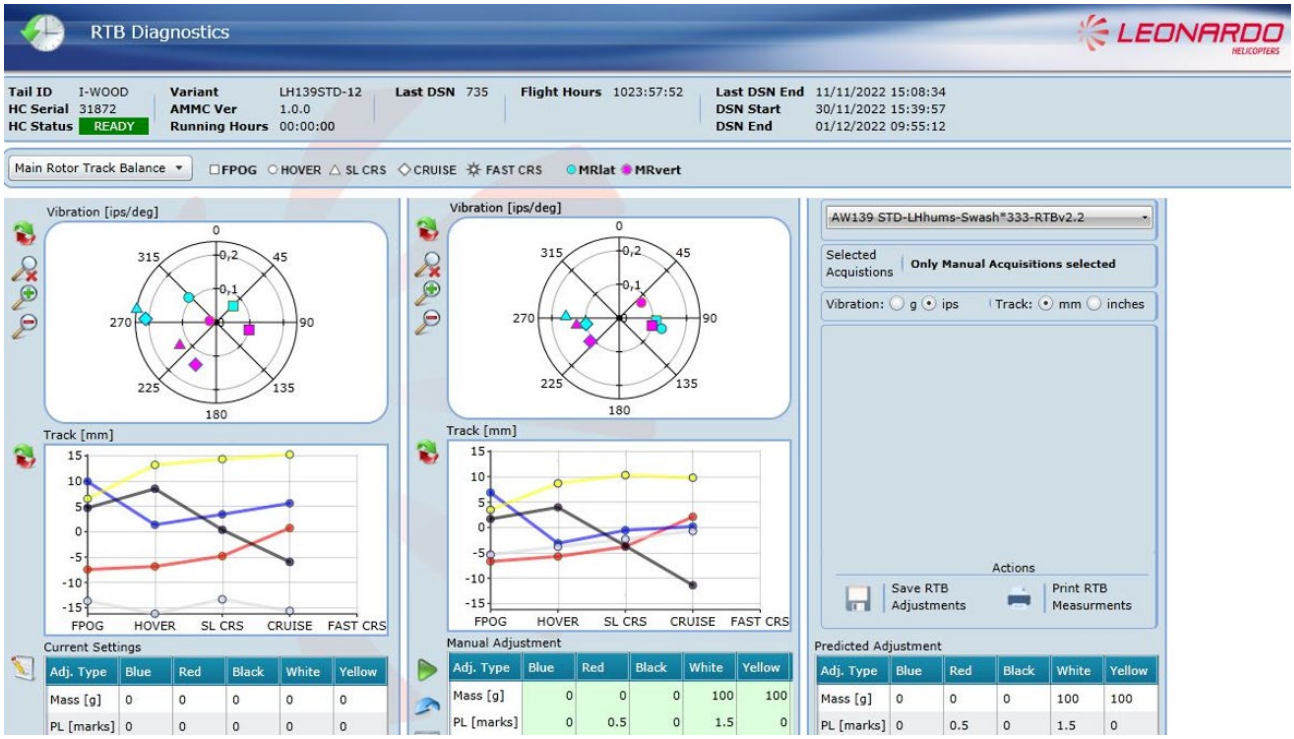
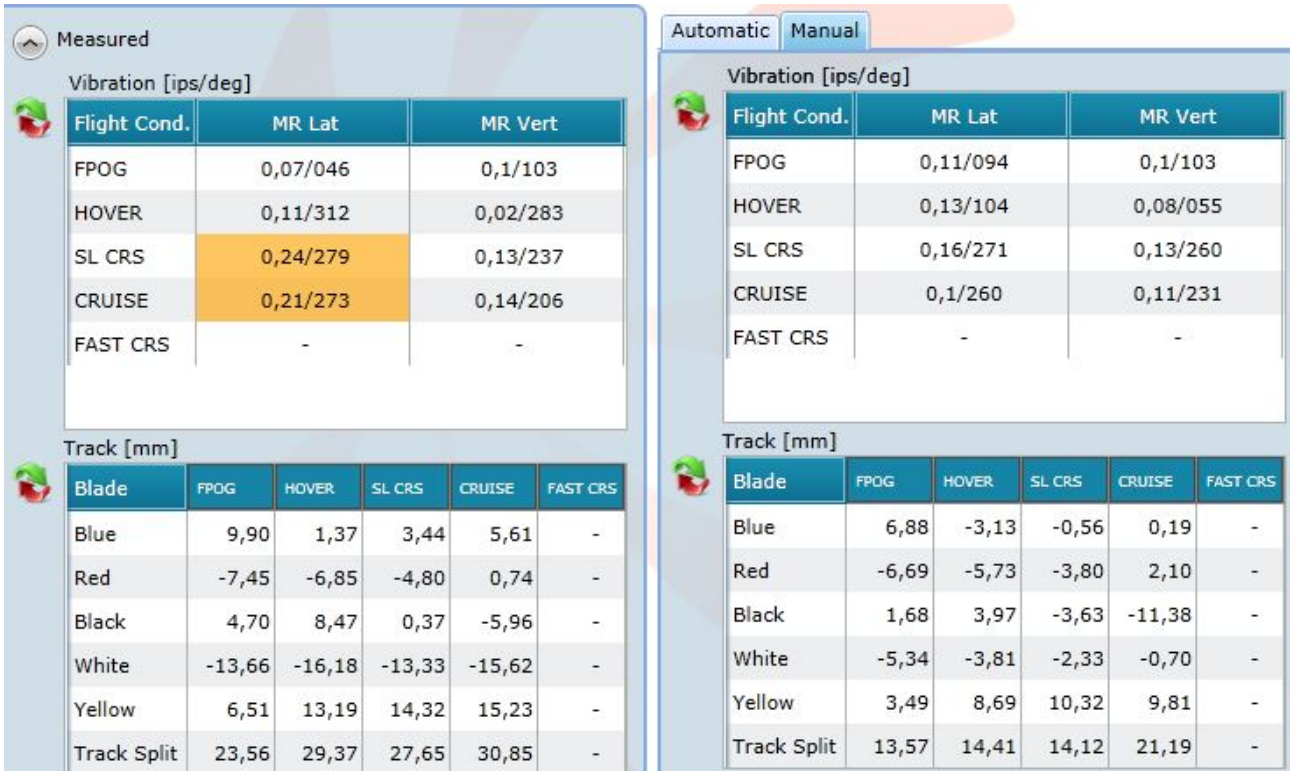


Figura A30: schermata completa di Heliwise

In questo modo tutti i parametri rientrano nei valori richiesti dalla normativa ed è presente un concreto margine in modo da prevenire successivi problemi.



Measured

Vibration [ips/deg]

Flight Cond.	MR Lat	MR Vert
FPOG	0,07/046	0,1/103
HOVER	0,11/312	0,02/283
SL CRS	0,24/279	0,13/237
CRUISE	0,21/273	0,14/206
FAST CRS	-	-

Track [mm]

Blade	FPOG	HOVER	SL CRS	CRUISE	FAST CRS
Blue	9,90	1,37	3,44	5,61	-
Red	-7,45	-6,85	-4,80	0,74	-
Black	4,70	8,47	0,37	-5,96	-
White	-13,66	-16,18	-13,33	-15,62	-
Yellow	6,51	13,19	14,32	15,23	-
Track Split	23,56	29,37	27,65	30,85	-

Automatic | Manual

Vibration [ips/deg]

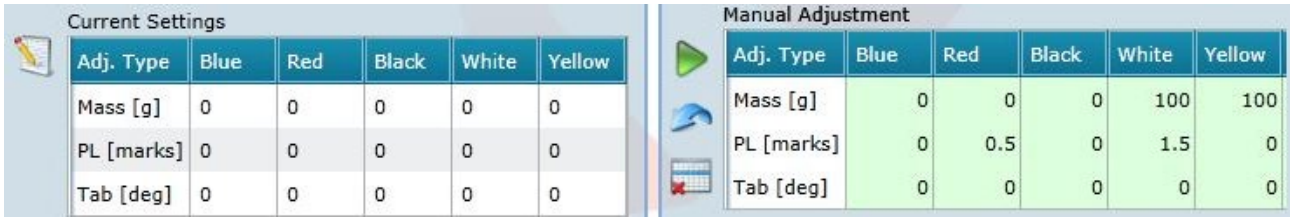
Flight Cond.	MR Lat	MR Vert
FPOG	0,11/094	0,1/103
HOVER	0,13/104	0,08/055
SL CRS	0,16/271	0,13/260
CRUISE	0,1/260	0,11/231
FAST CRS	-	-

Track [mm]

Blade	FPOG	HOVER	SL CRS	CRUISE	FAST CRS
Blue	6,88	-3,13	-0,56	0,19	-
Red	-6,69	-5,73	-3,80	2,10	-
Black	1,68	3,97	-3,63	-11,38	-
White	-5,34	-3,81	-2,33	-0,70	-
Yellow	3,49	8,69	10,32	9,81	-
Track Split	13,57	14,41	14,12	21,19	-

Figura A31: risultati numerici relativi alle correzioni inserite nel software in modalità di inserimento manuale

Queste correzioni che ora vengono esposte a posteriori in modo molto semplice in verità sono derivante da numerosi tentativi; ovviamente l'esperienza dell'operatore fa una grande differenza per il numero di iterazioni da effettuare prima di arrivare alle condizioni volute.



Current Settings

Adj. Type	Blue	Red	Black	White	Yellow
Mass [g]	0	0	0	0	0
PL [marks]	0	0	0	0	0
Tab [deg]	0	0	0	0	0

Manual Adjustment

Adj. Type	Blue	Red	Black	White	Yellow
Mass [g]	0	0	0	100	100
PL [marks]	0	0.5	0	1.5	0
Tab [deg]	0	0	0	0	0

FiguraA32: dettaglio delle correzioni inserite manualmente dall'operatore

Bibliografia e sitografia

- G. Guglieri, M. Porta, A. Quinci.
  "Meccanica del volo dell'elicottero. Principi della meccanica e della dinamica del volo", Società Editrice Esculapio; 2019.

- Ugo Mariani (Fatigue Office), Luigi Candiani (Accidents Investigation Office).
  "Experience on Damage Tolerance Evaluation of Helicopter Components", Via Giovanni Agusta 520 21017 - Cascina Costa di Samarate (VA), Italy, AGUSTA A Finmeccanica Company.

- Valerio Prece (Project Development Manager).
  "Heliwise tool for helicopter advanced hums data analysis", Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display, Philadelphia (PA), USA, Leonardo Helicopters; 13-16 May 2019.

- U. Mariani (Fatigue Office), M. Vicario.
  "Application of flaw tolerance methodologies to rotorcraft fatigue qualification", Cascina Costa di Samarate, Italy, AgustaWestland a Finmeccanica Company.

- Jingyao Wu, Chuang Sun, Chi Zhang, Xuefeng Chen, Ruqiang Yan.
  "Deep clustering variational network for helicopter regime recognition in HUMS", Aerospace Science and Technology (n° 124); 6 april 2022.

- Yue-Peng Bu, Wen-Ping Song, Zhong-Hua Han, Yu Zhang.
  "Efficient aerostructural optimization of helicopter rotors toward aeroacoustic noise reduction using multilevel hierarchical kriging model", Aerospace Science and Technology (n° 127); 7 june 2022.

- R. Ben-ari, A. Rosen (Faculty of Aerospace Engineering, Israel Institute of Technology, Haifa, Israe).
  "Mathematical modelling of a helicopter rotor track and balance: results", Journal of Sound and Vibration (n° 200); 1997.

- Douglas Swanson, Paul Black, Victor Girondin, Paul Bachmeyer, Mark Jolly.
  "Active vibration control using circular force generator", 110 Lord Drive - Cary NC 27511 (USA), LORD Corporation; september 2015.

- Daniele Colombo, Marco Giglio, Corrado Giani, Ugo Mariani.
  “Progettazione damage tolerance di una fusoliera di elicottero”, atti del Congresso IGF19, Milano; 2-4 luglio 2007.

- Laurianne Delcor, Etienne Parizet, Julie Ganivet-Ouzeneau, Julien Caillet.
  “Model of sound and vibration discomfort in helicopter cabins”, Applied Acoustics (n° 195); 20 may 2022.

- Zheng-Qiang Cheng, Wei Tan, Jun-Jiang Xiong.
  “Modelling pre-fatigue, low-velocity impact and post-impact fatigue behaviours of composite helicopter tail structures under multipoint coordinated loading spectrum”, Thin-Walled Structures (n° 176); 10 maggio 2022.

- James E. Fackler.
  “The smooth propeller”, El Monte (CA), Chadwick-Helmuth Co Inc; November 1988.

- R. W. Prouty.
  “Helicopter aerodinamics”, Potomac (MD), Phillips publishing Inc; 1985.

- Civil Aviation Authority.
  “Helicopter Vibration Health Monitoring (VHM), Guidance Material for Operators Utilising VHM in Rotor and Rotor Drive Systems of Helicopters”, Aviation House - Gatwick Airport South, West Sussex; 2017.

- Leonardo S.p.A.
  “AW139 Training Manual”.

- International helicopter safety team (IHST).
  “Health and Usage Monitoring Systems Toolkit”, USA; 2013.

- Alessandro Baricci (VP Customer Support & Services).
  “AgustaWestland HUMS conferences history summary”, Vergiate; 17-18 ottobre 2013.

- Castillo Pardo, I. Goulos and V. Pachidis.
  “Modelling and analysis of coupled flap-lag-torsion vibration characteristics helicopter rotor blades”, Journal of Aerospace Engineering; 2016.

- Chuanda Wang, Guoke Huang, Fei Li, Guorui Yu, Hui Yi, Haijun Peng.
  "A novel constrained optimal tuning method with application to helicopter rotor track and balance", Mechanical Systems and Signal Processing (n° 184); 5 september 2022.
- Agusta S.p.A. AW139 Rotorcraft Flight Manual, Issue 1 (22-08-2006), Rev. 9; 28 febbraio 2008.
- HeliOfshore. Health & Usage Monitoring Systems, version 1.1.
- P. Maggiore. Dispense del corso Legislazione aeronautica e fattori umani, Politecnico di Torino; 2018, inedito.
- E. Carrera. Dispense del corso Progettazione di veicoli aerospaziali, Politecnico di Torino; 2021, inedito.
- A.Pagani. Dispense del corso Strutture per veicoli spaziali, Politecnico di Torino; 2021, inedito.
- C. Pioli, Corso di aerotecnica dell'elicottero, inedito.
- C. Pioli, Procedure di Manutenzione, inedito.
- Air Transport Association (ATA). Vibration and noise analisis and attenuation, chapter 18.
- AMPI (EASA). Scheduled/unscheduled maintenance, chapter 05.
- http://helihub.com/2015/03/04/agustawestlandsells-four-helicopters-into-european-corporate-market
- https://customerportal.leonardocompany.com/
- http://10.0.0.29:8080/aerocom/flightlog/filter.html
- http://heliwise.agustawestland.com/
- http://www.airgreen.it/index.php/it/azienda

- https://app.spidertracks.io/login
- https://prd.az.customers.collinsaerospace.com/
- https://customerportal.leonardocompany.com/en-US/mypublication/publicationlibrary/
- https://mtx30.campsystems.com/CAMP30/Home/Default.aspx#cp:ext-comp-1054;1164013.DB10
- https://leonardo.agustawestland.com/amerigo/ietp/model/502500016
- https://www.enac.gov.it/
- https://www.easa.europa.eu/en/home
- https://www.skybrary.aero
- https://publications.mecaer.com/
- https://www-sciencedirect-com.ezproxy.biblio.polito.it/search?qs=helicopter

Ringraziamenti

Mi sento in dovere di dedicare questa pagina del presente elaborato alle persone che mi hanno supportato nella redazione dello stesso e nei precedenti anni di studio, dunque un sentito grazie a tutte le persone che mi hanno permesso di arrivare fin qui e di portare a termine questo obbiettivo.

Innanzitutto, ringrazio il mio relatore, la professoressa Manuela Battipede, per essere sempre stata gentile, disponibile e per avermi trasmesso grandi conoscenze durante i corsi universitari da lei tenuti. Allo stesso modo ringrazio il mio correlatore, l'ingegnere Claudio Pioli, per avermi aiutato nella redazione di questa tesi.
Un ringraziamento speciale va al mio referente aziendale, ingegnere Fabrizio Fresia, che mi ha spiegato molti aspetti del suo lavoro, mi ha aiutato a condurre le ricerche oggetto di questo elaborato (presso l'azienda Airgreen S.r.l. in cui ho svolto un tirocinio formativo complementare alla redazione dello stesso) e che mi ha seguito in questo percorso, che è stato stimolante, interessante e grazie al quale ho acquisito grandi competenze.
Ringrazio inoltre tutto lo staff dell'azienda per l'ospitalità e per il magnifico ambiente di lavoro accogliente e professionale; in particolar modo un caloroso saluto ai colleghi dell'ufficio tecnico.

Non posso non menzionare i miei genitori che da sempre mi sostengono nella realizzazione dei miei progetti. Senza il loro supporto non avrei mai potuto intraprendere questo percorso di studi che è stato lungo e faticoso ma che mi ha portato ad ottenere grandi risultati.
Non finirò mai di ringraziarvi per avermi permesso di arrivare fin qui standomi accanto, con infinita pazienza.

Vorrei anche ringraziare i miei colleghi del Politecnico di Torino per il supporto reciproco, l'aiuto che mi hanno dato nei momenti di studio e per la gioia e l'allegria che ha reso il periodo universitario un ricordo felice.
In particolar modo ringrazio la mia collega Beatrice per tutte le volte che ha saputo ascoltarmi e per avermi dato i migliori suggerimenti nella preparazione dei miei ultimi esami all'università.
Un grazie speciale anche al mio collega Andrea che ha saputo essere professionale in ambito universitario, un grande amico al di fuori e che in questi anni è stato un esempio da seguire.

Gli ultimi ringraziamenti vanno al mio migliore amico Francesco che mi accompagna nel mio percorso di studi a partire dalle scuole medie; durante la nostra amicizia mi ha aiutato tantissime volte, e con lui condivido i ricordi più divertenti della mia adolescenza.
Infine il ringraziamento più grande va alla mia fidanzata Margherita che mi supporta da ormai più di otto anni condividendo con me tutte le mie pene e tutti i miei problemi. Gran merito di chi sono diventato è tuo che mi hai cambiato in meglio e hai saputo far risaltare i miei pregi nascondendo i miei innumerevoli difetti.