



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

ROTOR TRACK AND BALANCE SUL TH-500B

Relatore: CARLO BETTANINI FECIA DI COSSATO

Studente: RONI GIANLUCA 2044627

Anno Accademico 2023/2024

Abstract

Questa tesi, svolta in collaborazione con il 3°RMAA dell'Aeronautica Militare, analizza e discute il test di rotor track and balance eseguito su un particolare velivolo della Forza Armata: il TH-500B. Il lavoro è stato svolto introducendo dapprima il mondo dell'ala rotante e i fondamenti della dinamica del volo degli elicotteri, approfondendo poi la teoria del rotor track and balance. Sono state commentate e analizzate le problematiche riguardo un rotor track and balance non conforme e le conseguenti vibrazioni che vengono generate. Infine, nella parte principale, sono stati seguiti sul campo i cicli di collaudo del velivolo, annotando i dati raccolti nelle relative fasi di volo e discutendo poi le modifiche da apportare.

INDICE

1	Introduzione.....	6
2	Richiami sulla dinamica di volo degli elicotteri.....	9
2.1	Struttura e sistemi fondamentali degli elicotteri.....	9
2.2	Comandi di volo degli elicotteri.....	13
3	Il TH-500B.....	16
3.1	Gli elicotteri dell’Aeronautica Militare.....	16
3.2	Specifiche tecniche del TH-500B.....	21
4	Teoria del rotor track and balance.....	26
4.1	Introduzione al track and balance.....	26
4.2	Vibrazioni laterali e vibrazioni verticali.....	27
4.3	Rilevazioni del track and balance.....	29
4.4	Procedura tipo per un test di track and balance.....	31
5	Procedura standard di track and balance sul TH-500B.....	35
5.1	Strumenti e ausili per il test.....	35
5.2	Descrizione delle fasi del test.....	40
6	Analisi del caso studio effettuato sul TH-500B.....	46
6.1	Test sul primo velivolo.....	47
6.2	Test sul secondo velivolo.....	57
7	Conclusioni.....	67

8	Bibliografia e sitografia.....	68
9	Ringraziamenti.....	69

1. INTRODUZIONE

Ogni velivolo, di norma, dopo un certo periodo operativo deve essere ispezionato e controllato. Il rotor track and balance è un test che viene eseguito sui velivoli ad ala rotante che permette di tenere sotto controllo un aspetto decisamente importante dell'aeromobile: il livello delle vibrazioni. Infatti un livello eccessivo di vibrazioni in un velivolo ad ala rotante può avere conseguenze spiacevoli in quanto può portare a fallimenti e/o esiti catastrofici.

Pertanto il processo di rotor track and balance va a controllare ed eventualmente segnalare problematiche che possono sorgere dai rotori dell'elicottero per poi poter apportare le relative correzioni.

Il 3° Reparto Manutenzione Aeromobili e Armamento (3° RMAA) nasce il 1° gennaio 2020 a seguito di un complesso processo di riorganizzazione e ottimizzazione delle strutture tecnico-logistiche della Forza Armata che ha determinato il transito delle competenze del 6° RME di Pratica di Mare al 3° RMV di Treviso e la rilocalizzazione su Treviso del 2° Reparto Manutenzione Missili (2° RMM) di Padova. Il nuovo Reparto che ne è scaturito si presenta, quindi, come la sintesi, sulla sede dell'aeroporto di Treviso "Giannino Ancillotto", di capacità, risorse e tradizioni di 3 articolazioni del Comando Logistico dell'A.M. (il 2° RMM, il 3° RMV e il 6° RME) diverse per localizzazione geografica, competenze e tradizioni con l'obiettivo di integrare ed ottimizzare le funzioni e capacità di gestione tecnica, logistica e manutentiva di un ampio spettro di sistemi d'arma, in via di rapida rimodulazione e/o aggiornamento.

Il 3° RMAA dipende dal Comandante della 2° Divisione "Supporto Tecnico Operativo Aeromobili / Armamento / Avionica" del Comando Logistico e riceve il supporto logistico e amministrativo dal 51° Stormo di Istrana.

La missione del Reparto è quella di garantire la gestione tecnico-logistica dei sistemi ad ala rotante, di armamento ed avionici della Aeronautica Militare, assicurando, al contempo, il supporto tecnico-logistico alla fine della vita operativa del sistema d'arma AM-X, caccia-bombardiere leggero da ricognizione

e Close Air Support nonché importante retaggio di capacità e assetti/risorse dell'ente di Treviso.

Il 3° RMAA è quindi attivamente impegnato nello sviluppo e consolidamento delle capacità manutentive proprie di un Reparto Manutenzione e delle capacità di gestione tecnico-logistica delle linee HH-139, HH-101 e TH-500.

Per il raggiungimento di tale obiettivo strategico per l'operatività delle linee ad ala rotante della Forza Armata, il Reparto sta mettendo a frutto le risorse, le competenze, le esperienze, le metodologie di lavoro e l'approccio ai problemi maturati in oltre 30 anni di attività sul sistema d'arma AM-X unitamente al contributo delle esperienze sulla gestione delle linee ad ala rotante proveniente dal 6° RME.

Analoghe attività sono condotte sui sistemi di armamento in dotazione alla Forza Armata; dal rilevante spettro di armamenti di bordo (dall'AIM-9 al Meteor e Storm Shadow) a quello di difesa aerea terra/aria ed agli armamenti di bordo e terrestri. In tale ambito, estremamente rilevante è anche il contributo che il Reparto, forte della tradizione di oltre 60 anni di attività derivante dal 2° RMM, sta dando al cruciale passaggio dallo storico sistema Spada al nuovo sistema Medium Advanced Air Defence System (MAADS).

Tale attività, unitamente al contributo che il Reparto già offre per i segmenti di terra ed aria (rispettivamente SIRIUS e Common Anti-air Modular Missile Extended Range – CAMM-ER), pone le basi per consolidare il ruolo del Reparto quale centro di eccellenza per la gestione tecnico-logistica dei futuri sistemi di difesa terra-aria.

Tratto distintivo del 3° RMAA è poi la competenza sui POD, RecceLite e Litening, role equipment ad alto contenuto tecnologico, avionico-sensoristico e di strategico apporto capacitivo alle linee aerotattiche AM-X, Tornado ed Eurofighter.

In questo ambito il Comando Logistico ha inteso perseguire un ampliamento e potenziamento del proprio campo d'azione tecnico-manutentivo, con il disegno

strategico di evolvere il locale Centro di Manutenzione Avionica in polo di eccellenza integrato.

Qui si è inteso aggregare e consolidare anche le capacità relative all'intervento di massima profondità (c.d. 3° Livello Tecnico) sugli apparati elettronici (radiofrequenza e digitali), importante retaggio dell'ex 2° RMM, e quelle relative a diversi equipaggiamenti di missione e/o sicurezza, dai Night Vision Goggles alle radio di emergenza.

Di estrema importanza per il mantenimento delle capacità manutentive della Forza Armata è l'attività di addestramento che il 3° RMAA svolge nell'ambito dei corsi di efficienza linea per i quali il Reparto sta investendo ingenti energie per adeguarsi agli standard previsti per le Maintenance Training Organization dalla normativa AER(EP).P-147.

In ambito velivolistico, permane poi in capo al 3° RMAA, la titolarità di Centro di Addestramento Nazionale per le Riparazioni di Emergenza sugli Aeromobili; realtà di eccellenza unica in ambito nazionale ed all'avanguardia internazionale, che continua ad operare a favore di tutti i reparti di manutenzione delle Forze Armate e dei corpi armati nazionali con un'offerta formativa di interesse anche per diversi utilizzatori stranieri.

Altrettanto, di rilievo sono le attività di conferma metrologica svolte anche a servizio di Enti di altre Forze Armate, Corpi dello Stato, e le attività svolte dalla cabina di verniciatura, assetto unico in Forza Armata.

Infine, il 3° RMAA si caratterizza da un robusto ed articolato sistema di gestione di qualità/ambiente/sicurezza che regola i processi produttivi la politica di qualità ambientale e di sicurezza sul lavoro.



2. RICHIAMI SULLA DINAMICA DI VOLO DEGLI ELICOTTERI

L'elicottero è un aeromobile ad ala rotante, ovvero le forze di sostentamento, di propulsione e di controllo sono generate dal rotore, costituito dalle pale collegate ad un mozzo centrale e mantenuto in rotazione da uno o più motori mediante uno specifico sistema di trasmissione. Il moto relativo tra l'aria e le pale (di opportuna forma in pianta, svergolamento e profilo aerodinamico) necessario per generare portanza è dovuto alla rotazione di queste ultime.

2.1 STRUTTURA E SISTEMI FONDAMENTALI DEGLI ELICOTTERI

Gli elicotteri sono provisti di due rotori: il rotore principale che è costituito da diverse pale, solitamente da due a otto, collegate al mozzo che ruotano simultaneamente e forniscono la portanza necessaria al volo; e il rotore di coda, invece, che serve a stabilizzare il velivolo, chiamato per l'appunto anche rotore anticoppia.

In virtù di tali proprietà l'elicottero può sostenere condizioni di volo traslato con velocità molto basse, fino alla condizione di volo a punto fisso rispetto al suolo (hover), con la possibilità di effettuare il volo in salita ed in discesa verticale, inclusi il decollo e l'atterraggio verticale.

I principali sistemi che costituiscono un elicottero, riepilogati brevemente per la parte propulsiva in parte in *Figura 2.1*, sono:

- Il rotore principale dell'elicottero genera le forze aerodinamiche necessarie per la sostentazione ed il controllo;
- Il rotore anticoppia di coda genera la spinta laterale necessaria per contrastare la coppia di reazione tra rotore principale e la fusoliera;
- I motori generano la potenza per la rotazione dei rotori, fornita attraverso il sistema di trasmissione;
- Il sistema di trasmissione trasmette al rotore principale la coppia motrice in uscita dai motori, riducendo inoltre la velocità di rotazione degli alberi di potenza

dei motori (migliaia di giri/min) fino ai valori tipici di rotazione del rotore principale (centinaia di giri/min);

- La fusoliera contiene i motori ed il sistema completo di trasmissione in appositi alloggiamenti, la cabina passeggeri, il carico e la cabina di pilotaggio;

- Gli impianti e l'avionica (impianto elettrico, impianto combustibile, impianto di condizionamento; strumentazione di volo e di navigazione, sistemi di missione).

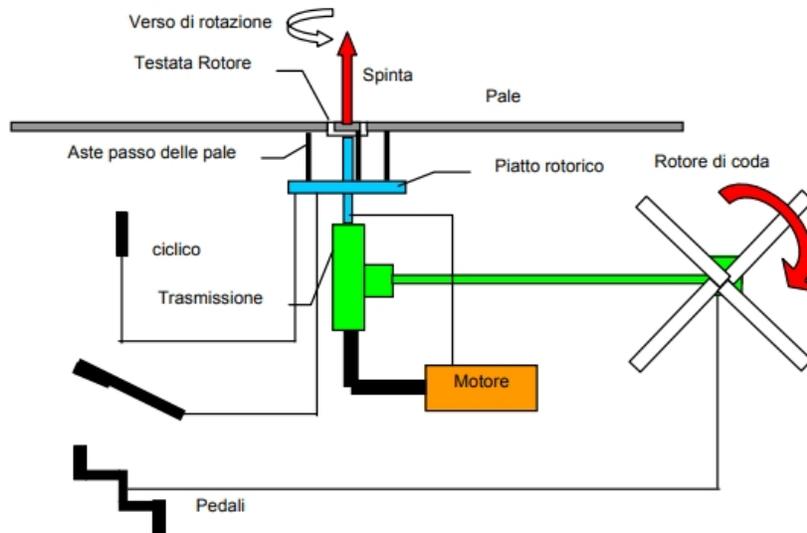


Figura 2.1 SCHEMA DELLA PARTE PROOPULSIVA DEGLI ELICOTTERI [1]

Il rotore principale è l'elemento essenziale dell'elicottero e il suo meccanismo ha componenti molto complesse: esso è un organo rotante costituito da due o più pale di profilo aerodinamico e dotato di velocità angolare intorno all'asse centrale, grazie al collegamento solidale delle pale con un albero di trasmissione tramite il mozzo rotore e nel quale è presente un particolare meccanismo chiamato piatto oscillante, che serve per far cambiare inclinazione alle pale in determinate maniere (tutte assieme o singolarmente).

Le pale del rotore infatti, oltre alla rotazione intorno all'asse centrale, godono di ulteriori tre gradi di libertà (come illustrato in *Figura 2.2*), di seguito dettagliati:

- a. Il passo, ovvero la rotazione intorno all'asse longitudinale della pala. In effetti, questa rotazione si può associare in prima approssimazione alla variazione dell'angolo di attacco a cui lavora la pala.

- b. Il flappeggio, ovvero la rotazione intorno ad un asse trasversale all'asse di rotazione principale e compreso nel piano di rotazione, grazie alla quale l'estremità della pala si trova ad altezze diverse rispetto al mozzo del rotore
- c. Il brandeggio, ovvero il movimento angolare che avviene nel piano di rotazione del rotore.

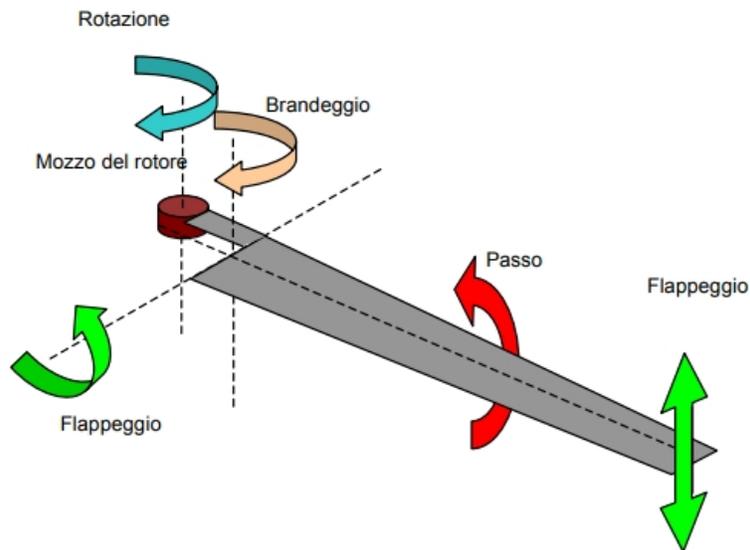


Figura 2.2 GRADI DI LIBERTA' DELLE PALE DEL ROTORE PRINCIPALE [1]

Il piatto oscillante, localizzato nel mozzo del rotore, è una componente chiave dei controlli di un elicottero. Il controllo del pilota fa da input per inclinare, alzare, abbassare il piatto oscillante che gestisce le pale del rotore. Esso consiste in una parte inferiore non rotante e una superiore che si muove col rotore, dei cuscinetti permettono alla parte superiore di scivolare sulla parte inferiore.

Delle aste di controllo attaccate alla parte più bassa muovono i controlli dei comandi di volo: il collettivo e il ciclico (longitudinale e laterale). Queste aste sono i meccanismi che fanno alzare, abbassare e inclinare materialmente il piatto oscillante e di conseguenza le pale, generando quindi una differenza di portanza che permette al velivolo di alzarsi, abbassarsi e cambiare direzione.

Tirando in alto il comando del collettivo si alza il piatto oscillante, viceversa spingendo in basso si abbassa; spingendo il ciclico longitudinale in avanti si inclina il piatto in basso nella parte anteriore e in alto nella parte posteriore (e

viceversa); spingendo il ciclico laterale a destra si inclina il lato destro del piatto in basso e il lato sinistro in alto (e viceversa). Gli alberini cambio passo connettono la parte rotativa del piatto oscillante con il supporto sulle pale del rotore.

La prima funzione del rotore di coda è quella di equilibrare la coppia del rotore principale. Infatti, secondo la terza legge della dinamica, ad ogni azione corrisponde un'azione uguale e contraria. Perciò, durante la rotazione del rotore principale, viene trasmessa alla struttura dell'elicottero una coppia uguale e contraria a quella necessaria per la rotazione delle pale. Se non equilibrata, tale coppia, conferirebbe all'elicottero un'accelerazione angolare intorno al baricentro in senso contrario a quello di rotazione del rotore stesso.

Con il rotore di coda, la coppia di reazione viene equilibrata con un momento generato mediante una forza posizionata ad elevata distanza dal baricentro. La distanza elevata dal baricentro è dettata dalla necessità di evitare interferenze meccaniche con il rotore, ma conferisce il vantaggio di dover produrre una spinta del rotore di coda minore a parità di coppia da equilibrare, con una conseguente minore potenza assorbita dallo stesso rotore di coda.

Tali forze e momenti dati dai due rotori sono schematizzati in *Figura 2.3* di seguito.

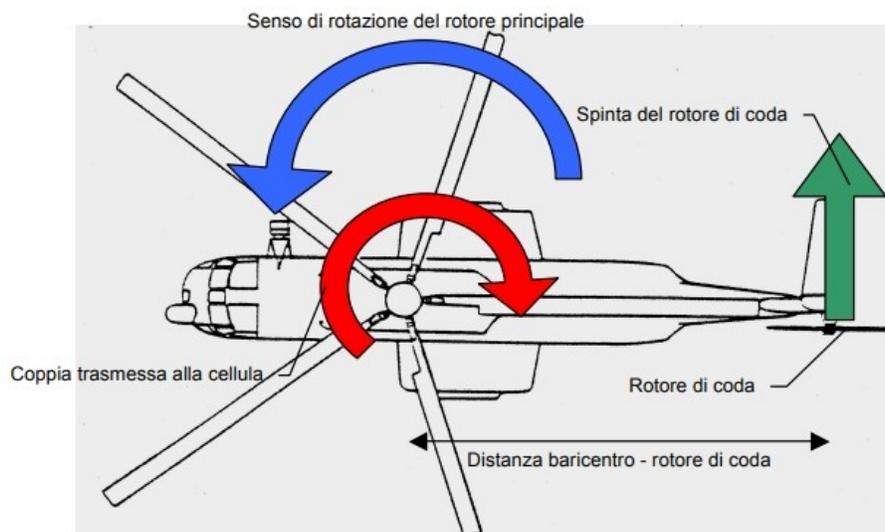


Figura 2.3 SCHEMATIZZAZIONE DI FORZE E MOMENTI AGENTI DURANTE IL VOLO [1]

Il numero di giri RPM del rotore principale dell'elicottero è un parametro di progetto fondamentale. Salvo particolari regimi per specifici elicotteri, il rotore opera ad un valore del numero di giri RRPM costante.

Il superamento del valore RPM operativo porta al raggiungimento di valori inaccettabili per la velocità del flusso risultante che investe le estremità delle pale. Il decadimento del valore RPM operativo porta a condizioni di trazione insufficiente, a condizioni di stallo della pala retrocedente in volo in avanzamento, e all'abbassamento del contenuto di energia cinetica del rotore, necessario anche per eseguire una eventuale manovra di autorotazione.

I valori dei parametri dei rotori scaturiscono da analisi di ottimizzazione che devono tener conto di tutte le fenomenologie di aerodinamica e di dinamica coinvolte.

2.2 COMANDI DI VOLO DEGLI ELICOTTERI

Gli elicotteri hanno quattro controlli primari: collettivo, ciclico longitudinale, ciclico laterale e pedaliera (come si può notare in *Figura 2.4*). Il pilota tiene il controllo del collettivo nella mano sinistra, la leva, e l'aumentare di questo fa salire l'elicottero (viceversa fa scendere l'elicottero). La mano destra, con la cloche, governa il controllo ciclico che muove longitudinalmente il beccheggio dell'elicottero e lateralmente il rollio dell'elicottero. La pedaliera invece controlla l'imbardata dell'aeromobile. Tuttavia gli elicotteri di dimensioni elevati hanno un sistema di controllo del volo automatico (AFCS) per assistere il pilota con questi controlli e sgravare sul carico di lavoro.

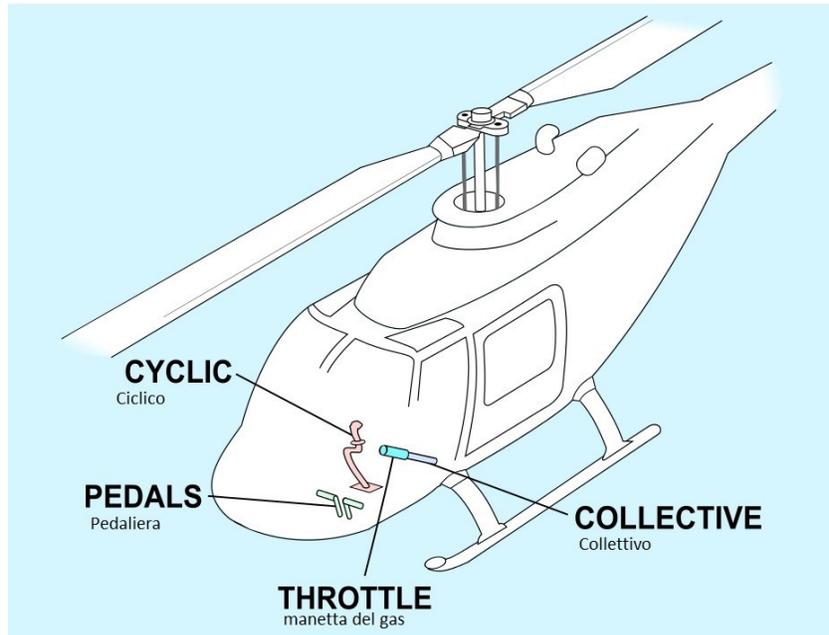


Figura 2.4 COMANDI DI VOLO DEGLI ELICOTTERI [2]

Negli elicotteri tradizionali aumentare il collettivo aumenta l'angolo di incidenza delle pale del rotore principale. Per distinguere l'incidenza delle pale dall'incidenza del velivolo solitamente ci si riferisce all'angolo delle pale come impennaggio. Quindi il controllo del collettivo controlla l'impennaggio di tutte le pale del rotore principale della stessa grandezza (a differenza del ciclico). L'impennaggio impatta sull'aerodinamica delle pale: nello specifico impennaggi più alti sono associati a incrementi di lift e quindi di conseguenza della spinta del rotore principale, aumentando la spinta pertanto si fa incrementare la quota dell'elicottero. Come effetto secondario però, aumenta anche il drag all'aumentare del collettivo/impennaggio, ciò comporta un aumento di potenza dal motore che ha come effetto una risposta fuori dall'asse di imbardata.

Il pilota muovendo il ciclico longitudinale in avanti inclina l'aeromobile sul proprio asse trasversale, facendo abbassare il muso dell'elicottero (viceversa indietro facendo alzare il muso dell'elicottero).

Questo controllo che agisce sull'impennaggio delle pale, a differenza del collettivo, agisce solo su una parte del disco virtuale del rotore. Ad esempio spingendo il ciclico in avanti si va a aumentare l'impennaggio delle pale che

retrocedono e diminuirli su quelle che avanzano. Muovendo il controllo in avanti e abbassando il muso si aumenta la velocità. Come il rotore principale si inclina in avanti la spinta fa spingere l'elicottero in avanti. Ovviamente però ciò significa anche meno spinta sul piano verticale pertanto l'elicottero si muoverà anche verso il basso.

Il pilota muovendo il ciclico laterale a destra fa rollare l'elicottero sul lato destro e muovendo a sinistra sul lato sinistro. Anche questo è accompagnato da una differenza di impennaggio che agisce in modo diverso sulle pale del rotore principale. Inoltre rollando a destra (o a sinistra) l'aeromobile accelera in quella direzione e ciò, in unione all'uso della pedaliera, fa girare il velivolo in una nuova direzione.

La pedaliera controlla la direzione/imbardata del velivolo. Quando si preme il pedale sinistro il naso del velivolo gira a sinistra, viceversa col pedale destro. A differenza degli altri comandi la pedaliera non va a influire sul rotore principale. La pedaliera infatti movimentata l'impennaggio delle pale del rotore di coda tutte assieme.

3. IL TH-500B

La componente elicotteri dell’Aeronautica Militare è chiamata a effettuare una vasta gamma di operazioni. Ha il compito di assicurare con efficacia il servizio di ricerca e soccorso aereo, sia per i compiti istituzionali di eventuale recupero di equipaggi e personale militare in difficoltà e sia per le attività di concorso alla collettività in caso di voli sanitari di urgenza, calamità naturali e grandi eventi nazionali. Fornisce anche supporto aereo alle Operazioni Speciali ed espleta attività di addestramento.

3.1 GLI ELICOTTERI DELL’AERONAUTICA MILITARE

Gli elicotteri attualmente in dotazione operativa nell’Aeronautica Militare sono il HH-101, il HH-139 e il TH-500B.



Figura 3.1 HH-101A [3]

L’HH-101° (in *Figura 3.1*), denominazione militare italiana dell’AW.101 civile, è il più moderno e prestante elicottero dell’Aeronautica Militare. Capace di operare giorno e notte in qualsiasi condizione meteorologica, espleta più ruoli tra i quali

supporto aereo alle operazioni speciali, Slow Mover Interceptor (intercettazione di aeromobili lenti) nonché di Personnel Recovery (recupero di persone in aree di crisi). Queste capacità gli permettono di soddisfare gli elevati standard richiesti dalle organizzazioni internazionali delle quali l'Italia è parte. La configurazione Caesar definita dall'Aeronautica Militare ha una elevata capacità di sopravvivenza in zona ostile grazie a un evoluto sistema integrato di autoprotezione. È dotato di galleggianti di emergenza che aumenta le probabilità di sopravvivenza dell'equipaggio in caso di atterraggio forzato o di ammaraggio immediato. Ha un raggio d'azione particolarmente ampio, grazie alla capacità di rifornimento in volo. Si caratterizza per l'alto grado di manovrabilità che gli permette di sostenere il volo tattico a bassissima quota e per le dotazioni di grande tecnologia soprattutto in favore dell'interazione uomo-macchina e delle comunicazioni (grazie ai data link tattici). L'aeromobile è stato sviluppato da AgustaWestland, oggi Leonardo Helicopters.

	HH-101A
Lunghezza	22.81 m
Altezza	6.65 m
Diametro rotore	18.60 m
Velocità massima	280 km/h
Autonomia	5 hrs

I 3 motori, che sono dei General Electric CT7-8E, turboalberi con un combustore anulare dotati ciascuno di un compressore a 6 stadi (5 assiali, 1 centrifugo), e una turbina con 2 stadi ad alta pressione e 2 stadi a bassa pressione sono integrati col sistema FADEC, inoltre il velivolo è dotato di APU. La cellula dell'aeromobile è progettata per resistere fino a 20G in caso di impatto così come i serbatoi di benzina.



Figura 3.2 HH-139 [3]

Il HH-139 (in *Figura 3.2*), versione militare dell'AW.139, elicottero multiruolo biturbina di categoria media, impiegato dall'Aeronautica Militare nelle versioni VH-139A da trasporto di Stato (31° Stormo), HH-139A da soccorso aereo e HH-139B, ulteriormente perfezionata. È in grado di operare sia di giorno che di notte grazie all'utilizzo di visori notturni (NVG-Night Vision Goggles), in aree particolarmente impegnative, anche da superfici non preparate, in ambienti polverosi, zone innevate o in ambiente marino. In massimo 30 minuti è possibile cambiare la configurazione interna, passando dal soccorso aereo (versione primaria SAR: 5 passeggeri + 1 barella) a quelle soccorso aereo/sanitario di urgenza (versione MEDEVAC: da 2 a 4 barelle) o trasporto passeggeri (versione UTILITY: fino a 14 passeggeri). La versione HH-139B è dotata di un doppio verricello che aumenta l'affidabilità del sistema e la sicurezza durante le operazioni di recupero e di una mission console per una migliore gestione degli apparati di bordo per la ricerca di dispersi. Sono stati aggiornati l'avionica e i sensori di bordo come il sistema AIS (Automatic Identification System), per una migliore interazione con i mezzi navali, e l'OPLS (Obstacle Proximity LIDAR System) che favorisce l'identificazione e separazione dagli ostacoli orografici. La diffusione della famiglia AW.139, progettata e costruita in Italia da AgustaWestland (oggi Leonardo Helicopters), permette di realizzare significative sinergie – addestrative, logistiche e operative – in ambito interforze e interagenzia nel soccorso aereo e in altri ruoli.

	HH-139
Lunghezza	16.66 m
Altezza	4.98 m
Diametro rotore	13.80 m
Velocità massima	310 km/h

La cellula è realizzata in materiali compositi e leghe di metallo ed è divisa in tre sezioni: cockpit, cabina e trave di coda. Il carrello è di tipo triciclo, è retrattile ed ammortizzato. Il carrello principale è dotato di un sistema frenante differenziale e di un freno di stazionamento, il carrello anteriore è orientabile. Entrambi i carrelli sono mossi dal sistema idraulico. Utilizza due turboalberi Pratt & Whitney PT6C-67C dotati di EEC; non è dotato di auxiliary power unit. Il rotore principale è costituito da cinque pale realizzate in composito con struttura a sandwich e rivestite sul bordo d'attacco con una protezione dall'usura in nickel (alle estremità) e in acciaio; ciascuna pala è dotata di due alette di trim. L'utilizzo di cinque pale ha consentito di disporre di una adeguata superficie per la produzione di portanza contenendo il diametro del rotore, portando come vantaggi un ingombro ridotto rispetto agli elicotteri della stessa classe e velocità di volo sostenute evitando di avere elevate velocità di rotazione alle estremità e di conseguenza l'insorgere di fenomeni di resistenza d'onda. L'albero della testa del rotore è realizzato in titanio. Il rotore di coda è costituito da quattro pale in composito e ha un diametro di 2,70 m.



Figura 3.3 TH-500B [3]

Il TH-500B (in *Figura 3.3*), designazione militare italiana del Nardi-Hughes NH-500E, è un elicottero leggero, pentapala, monoturbina da addestramento e collegamento, caratterizzato da elevata flessibilità d'impiego e versatilità, impiegato dall'Aeronautica Militare nella configurazione che permette la più completa capacità addestrativa. Oltre ai compiti di addestramento, può assolvere missioni di concorso in operazioni SAR (Search And Rescue), trasporto personale, merci o feriti, operazioni di soccorso, di difesa di basi e installazioni militari, addestramento al tiro, ricognizione, osservazione e collegamento. Ha la possibilità di operare su specchi d'acqua con l'adozione di galleggianti fissi e su superfici innevate con gli appositi pattini da neve. È impiegato dal 72° Stormo di Frosinone, unica scuola ad ala rotante in Italia per la formazione dei piloti di elicottero dell'Aeronautica Militare, delle altre Forze Armate e dei Corpi Armati dello Stato, nonché dei frequentatori stranieri. Progettato dalla Hughes, poi assorbita dalla Boeing, il TH-500B è stato costruito in Italia dalla BredaNardi, poi confluita in AgustaWestland, oggi Leonardo Helicopters.

3.2 SPECIFICHE TECNICHE DEL TH-500B

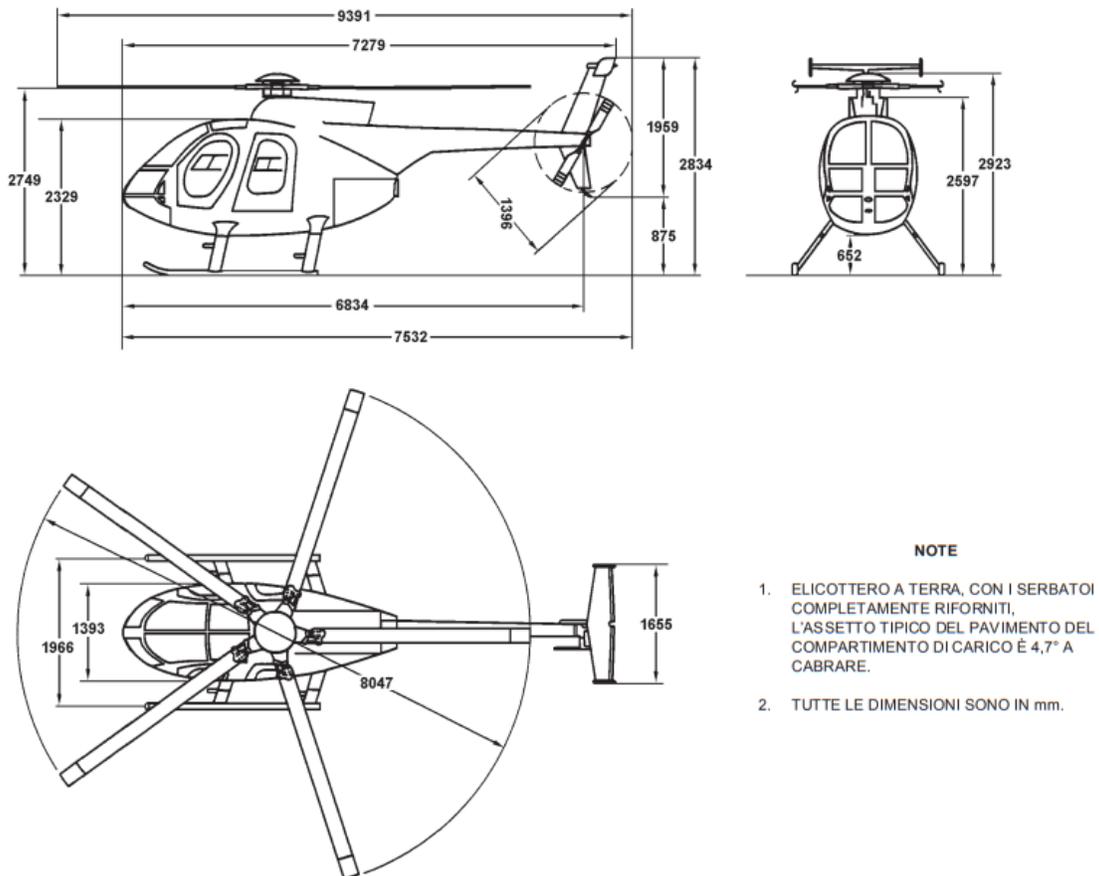


Figura 3.4 DIMENSIONI DEL TH-500B [4]

Costruito principalmente in lega di alluminio, equipaggiato con rotore principale di tipo articolato a 5 pale e un rotore anticoppia (di tipo rotore di coda) provvisto di 2 pale semirigide. La cellula è di forma ovoidale la quale permette una linea aerodinamica molto pulita, inoltre è progettata per assorbire l'energia e deformarsi progressivamente in caso di impatto. La fusoliera è una struttura a semi-monoscocca che è divisa in tre principali sezioni. La sezione anteriore comprende il compartimento di pilotaggio e il compartimento passeggeri e/o carico; la sezione posteriore comprende la struttura di collegamento della trave di coda e alloggia il motore; infine la sezione inferiore è la sede dei serbatoi del carburante.

La trave di coda è una struttura a monoscocca di leghe di alluminio, essa supporta la struttura di collegamento degli stabilizzatori, la scatola a 90° e il rotore di coda.

Il carrello di atterraggio è di tipo a pattino fisso attaccato alla fusoliera in 12 punti e non retrattile; ci sono dei pannelli aerodinamici che coprono i supporti. Inoltre sono presenti degli smorzatori caricati ad azoto che si comportano come molle e assorbitori di shock per attenuare gli atterraggi e provvedere a una stabilità di risonanza al suolo.

Il pilota si siede a sinistra nel cockpit e c'è un pannello di strumentazione davanti al centro che incorpora i dati di volo e sul motore più le luci di avviso.

Ci sono quattro porte in totale, due per ogni lato (le due anteriori per l'accesso al compartimento pilotaggio e le due posteriori al compartimento cargo/passeggeri).

Il velivolo è equipaggiato con un motore turbogas Allison Model 250-C20B, con potenza di 420 HP. La velocità massima è di 278 km/h; il motore è costituito da un compressore centrifugo assiale a più stadi, da una camera di combustione singola, da una turbina generatrice di gas a due stadi e da una turbina di potenza a due stadi che trasmette in uscita la potenza del motore. Il controllo della potenza della turbina mantiene una velocità costante automatica di controllo dei RPM del rotore.

Power Turbine (N₂) speed limits:

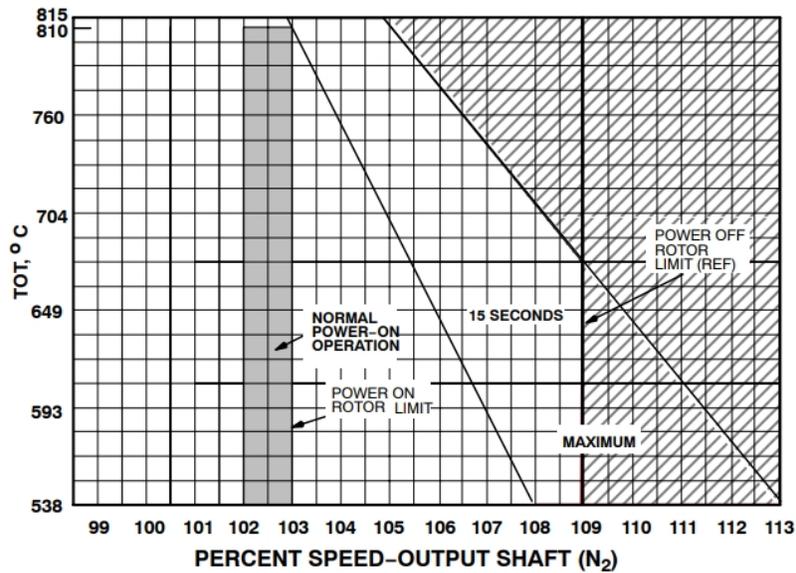


Figura 3.5 LIMITI MASSIMI TURBINA N₂ [4]

Nessuno dei sistemi di comando è dotato di servocomando poiché le caratteristiche dei sistemi sono tali da consentire il controllo dell'elicottero senza eccessivi sforzi sulle barre e sulla pedaliera. Il volo inoltre è proibito in condizioni di icing.

Il massimo peso al decollo è di 3000 lbs (1361 kg) mentre il peso minimo è di 1538 lbs (698 kg). Il range operativo del motore va da 487 RPM a 492 RPM (al 102-103% N₂). Per quanto riguarda i limiti dell'olio del motore l'intervallo di temperatura ammissibile va da 0°C a 107°C. L'impianto elettrico è alimentato in corrente continua da un generatore a 28 V e 150 A azionato dal motore e da una batteria al Ni-Cd a 24 V. Per quanto riguarda le batterie invece il volo con sovratemperatura di oltre 71°C è proibito.

Ha una autonomia di circa 3 ore (per circa 442 km) e un consumo medio di 0,8 l/min di carburante.

Gross Weight (lb)	Longitudinal C.G. Limit (Sta-in.)		Lateral C.G. Limit (Sta-in.)
	Forward	Aft*	(+) Right, (-) Left
3000	99.0	103.0	±3.0
2500	99.0	104.5	±3.0
2000	99.0	106.0	±3.0
1538	99.0	107.4	±3.0

*NOTE: The aft longitudinal C. G. limit varies linearly from a gross weight of 3000 pounds at Station 103.0 to 1538 pounds at Station 107.4

Figura 3.6 LIMITI CENTRO DI GRAVITA' [4]

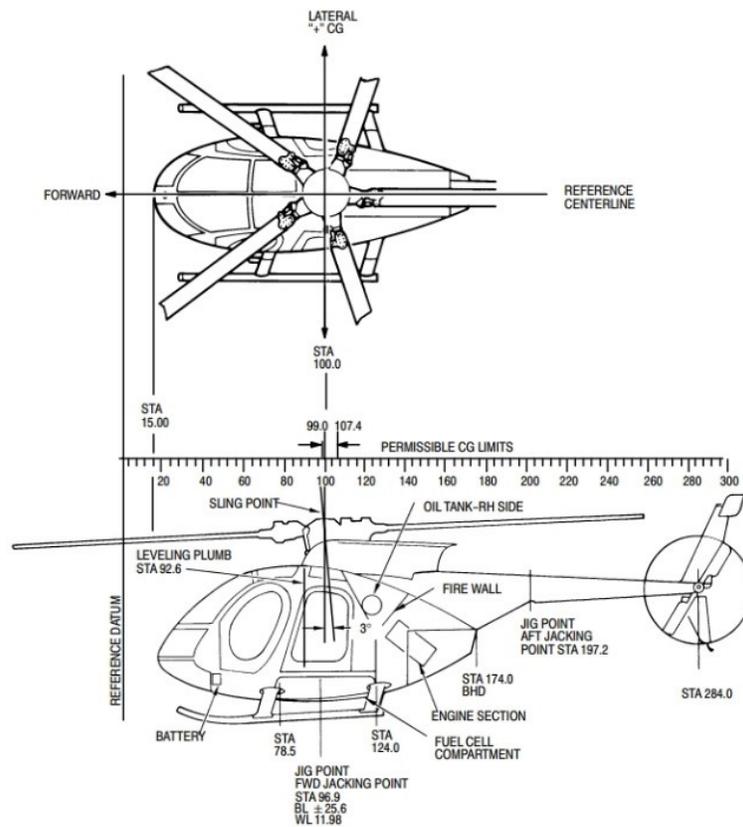


Figura 3.7 LIMITI CENTRO DI GRAVITA' [4]

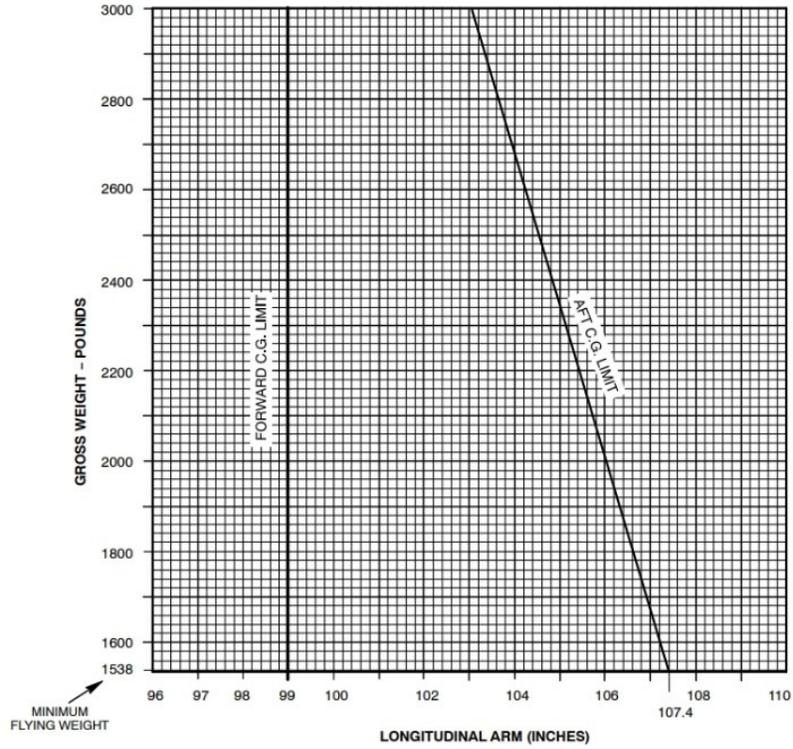


Figura 3.8 LIMITI CENTRO DI GRAVITA' [4]

4. TEORIA DEL ROTOR TRACK AND BALANCE

Un importante compito della meccanica di gestione e supervisione per il settore dell'aviazione è quello di ridurre le vibrazioni il più possibile nei rotori degli elicotteri, infatti quando gli elicotteri sono in funzione le componenti in rotazione dell'aeromobile possono essere soggette a eccessive vibrazioni, che possono causare conseguenze indesiderate. Il processo di "track and balance" perciò va a spianare le vibrazioni causate da codeste componenti.

4.1 INTRODUZIONE AL TRACK AND BALANCE

Le vibrazioni, infatti, sono un fattore da controllare dato che vengono trasmesse dal rotore alla cellula del velivolo, con effetti che possono portare a stress del pilota e usura delle parti meccaniche, fino a rottura completa di alcune componenti.

Il termine vibrazione si riferisce in particolare ad una oscillazione meccanica periodica attorno ad un punto d'equilibrio: l'unità di misura della frequenza (f) per le oscillazioni periodiche è l'hertz (Hz) che corrisponde a quante volte, in un secondo, si ripresenta la stessa.

La maggior parte di produttori aeronautici hanno specifici periodi per i controlli sull'equilibrio del rotore. Tuttavia è generalmente raccomandato che il sistema del rotore debba essere controllato e se necessario bilanciare in ogni momento una componente del sistema. Un track and balance dovrebbe essere condotto anche ogni qualvolta il pilota riporti un sentito cambio nelle condizioni di vibrazioni dell'aeromobile.

L'uniformità del rotore dovrebbe essere raggiungibile in ogni regime di volo. I produttori tentano di designare e certificare aeromobili che sono uniformi in tutte le condizioni; se ciò non è possibile una forza influente sarebbe presente nella struttura del velivolo e potrebbe causare problemi. Come l'aeromobile diventa vecchio alcune parti iniziano a usurarsi portando perciò a livelli di vibrazioni più elevati. Quando non è possibile livellare l'aeromobile in tutte le

condizioni di volo ci si trova a dover trovare un compromesso e sacrificare l'uniformità in una certa condizione rispetto a un'altra. In questo caso la condizione di volo favorita è quella in cui l'aeromobile opera nella maggior parte del tempo, o nella condizione più critica.

Ci sono certe note che devono essere tenute d'occhio durante il processo di alleviamento, che sicuramente faranno risparmiare tempo e la frustrazione di tentativi di correzione per un problema nel sistema del rotore; infatti per ogni aggiustamento nel sistema del rotore c'è una sua possibile influenza. Questo dovrebbe indicare che altri fattori coinvolti possono non essere correggibili da una normale procedura di track and balance. In aggiunta, ogni volta che la massima correzione o combinazione di correzioni sono applicate senza risultati accettabili allora la condizione meccanica dei sistemi deve essere sospetta. Il risultato pertanto è sempre lo stesso: un aeromobile che non è meccanicamente affidabile non è in equilibrio, infatti il track and balance non è un sostituto per la mera manutenzione o cura di tutte le imperfezioni meccaniche.

Infine non bisogna dimenticare del fattore umano. Se tutto sembra corretto ma ancora non si raggiungono i risultati desiderati si consideri che si possa aver fatto un errore di calcolo o di aggiustamenti nel processo. È d'obbligo far tornare l'aeromobile in questione alla configurazione iniziale e ricominciare da capo.

I rotori degli elicotteri girano a elevate velocità e possono causare vibrazioni sostanziali capaci di distruggere componenti, affaticare piloti o nel caso peggiore arrivare a incidenti fatali. Per ridurre queste vibrazioni, come già annunciato, i rotori devono andare sotto un processo di track and balance periodicamente.

4.2 VIBRAZIONI LATERALI E VIBRAZIONI VERTICALI

Ci sono due principali tipi di vibrazioni che i rotori degli elicotteri possono avvertire (*Figura 4.1*): vibrazioni laterali e vibrazioni verticali. Le vibrazioni verticali sono il risultato di un ineguale lift prodotto dalle pale del rotore principale (la causa può essere il risultato di variazioni della corda del profilo da una pala all'altra, o un improprio aggiustamento del cambio di passo e del trim

tab); mentre le vibrazioni laterali sono il risultato di un'ineguale distribuzione di massa del disco del rotore principale (dovuto principalmente al processo produttivo dei pezzi, ma fattori contributivi possono essere dati da tecniche di assemblaggio carenti, assetto del rotore impreciso, erosione).

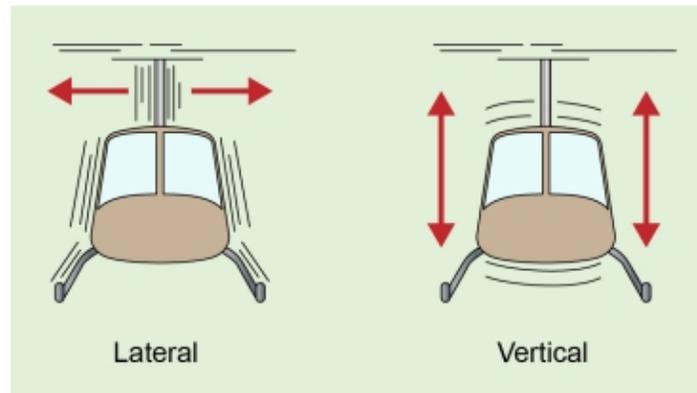


Figura 4.1 RAPPRESENTAZIONE GRAFICA DELLE VIBRAZIONI SULLA CELLULA DELL'AEROMOBILE [5]

Tutte queste tipologie possono essere avvertite durante la fase di volo dell'elicottero, con un'irregolare meccanica di volo.

Ogni vibrazione che proviene dal rotore principale è del tipo a bassa-frequenza, che può essere avvertita dal pilota e dai passeggeri come vibrazioni leggere. Codeste vibrazioni a bassa-frequenza solitamente non danneggiano l'aeromobile ma tuttavia creano una condizione di volo sconsigliata (causando danneggiamenti all'elettronica e alla strumentazione e assorbendo una porzione di potenza che potrebbe essere usata per la propulsione nell'aria).

Invece le vibrazioni dal rotore di coda sono più serie dal momento che la maggior parte dei rotori di coda gira molto più velocemente del rotore principale (fino anche a 10 volte di più), causando vibrazioni che sono nel range di alta-frequenza e molto più impattanti sulla struttura del velivolo che può andare incontro a rottura.

A prescindere da quanto accurate siano le pale in fase di manifattura ci saranno sempre delle leggere differenze nella forma tra le singole pale, e se le pale non sono prettamente identiche di conseguenza produrranno una differente quantità di lift, da cui ne consegue che non manterranno lo stesso percorso

quando ruotano (ovvero non saranno in track). Per questo il processo di tracking serve a controllare che tutte le pale si muovano nella stessa posizione e ciò va fatto ogni qualvolta l'elicottero cambi delle componenti del rotore.

4.3 RILEVAZIONI DAL TRACK AND BALANCE

Fortunatamente con un'analisi delle vibrazioni si può non solo determinare quali tipi di vibrazioni sono in atto ma anche localizzarne la fonte, e con un adeguato equipaggiamento di equilibrio alle oscillazioni si può recuperare l'equilibrio del sistema.

Quando l'equipaggiamento per la rilevazione è messo sull'elicottero bisogna accertarsi che sia posizionato nei punti chiave, ovvero il più possibile vicino alle componenti in rotazione, in modo che i sensori abbiano la miglior possibilità di rilevare i vari problemi nella loro interezza.

Infatti i sistemi dei rotori devono essere con una certa frequenza controllati e mantenuti sotto controllo per evitare problemi con l'insorgere di possibili vibrazioni; e anche ogni qualvolta che una componente viene sostituita o cambiata l'equilibrio finale deve essere controllato per assicurarsi che non ci siano problemi causate dalle nuove componenti.

Usura prematura o fallimenti nei componenti rotativi degli elicotteri possono essere attribuiti infatti a livelli eccessivi di vibrazioni. Riducendo questi livelli di vibrazioni nella struttura al minimo è assolutamente essenziale al fine di garantire la sicurezza e la longevità operativa dell'elicottero. Il rotor track and balance è il processo di attenuazione delle vibrazioni nella cellula dell'elicottero, ma il rotore principale non è sola parte rotativa di un elicottero, infatti ci sono altri elementi quali il rotore di coda, l'albero di trasmissione e le turbine.

Prima di tutto è importante capire quale tipo di vibrazioni si sta cercando di ridurre o eliminare, infatti come detto un elicottero è in grado di produrre vibrazioni sia sul piano verticale che sul piano laterale.

- Il track misura il percorso verticale di tutte le pale di un rotore. Quando il rotore gira se tutte le pale sono alla stessa altezza quando passano nello stesso punto allora il rotore viene detto che è “in track”. Se una o più pale sono a una differente altezza allora si dice che il rotore ha uno “split track”. Uno split track può essere causato da differenze di produzione tra le pale, mancanza di simmetria nel mozzo, o più semplicemente da problematiche dovute all’installazione come setting impropri di pitch link o trim tab. Codeste cose possono creare alle pale più o meno lift e conseguente movimento verticale (flappeggio) in diversi punti. Ciò induce come conseguenza primaria delle vibrazioni verticali con una frequenza once-per-revolution sebbene anche le altre vibrazioni possano essere sentite (per esempio le n-per-revolution).

Una volta che le misurazioni basate sulle vibrazioni sono diventate predominanti è stata notata una cosa sorprendente: un perfetto track spesso non minimizza le oscillazioni. Al giorno d’oggi lo standard è quello di lasciare al rotore uno split track se riduce le vibrazioni significativamente. Anche se non è noto come mai uno split track può provvedere a un volo più pulito, forse è dovuto alla compensazione per altre differenze nella forma delle pale (corda, twist, profilo). Ciò può anche produrre un benefit aerodinamico perché si può porre la pala in un punto migliore relativamente all’aria prodotta dalla pala precedente.

- Il balance si riferisce all’equilibrio di massa e aerodinamico sul piano della rotazione. Se una pala è più pesante, ha più drag o si muove più delle altre, il rotore risulta fuori equilibrio. Un rotore non bilanciato tipicamente produce vibrazioni longitudinali e/o laterali in un ciclo per rotazione (ovvero sul piano del rotore stesso). Può essere causato da differenze fisiche nella produzione delle pale, portando a erosione dei bordi nel tempo o improprie installazioni; ogni pala ha un ammortizzatore (chiamato damper o ammortizzatore di brandeggio), può essere che i damper delle pale non funzionino tutti nella stessa maniera e perciò è necessario “tararli” sennò si ha una velocità laterale della pala, che è la principale causa dello sfasamento. E’ importante notare che il

bilanciamento è eseguito su due frequenze: la prima pari alla frequenza rotativa primaria del rotore principale (1-per-rev), mentre la seconda riferita alla frequenza moltiplicata per il numero di pale (n-per-rev), dove n è il numero di pale dato che alcune tipologie di vibrazioni sono funzione del numero di pale del rotore.

Un caso da evitare assolutamente invece è quello della risonanza al suolo. Infatti tale evento è da considerarsi come una oscillazione di tipo distruttivo che trae origine dall'accoppiamento fra il movimento rotativo del rotore e il rollio o beccheggio della fusoliera; il sistema non si stabilizza, si genera un moto vorticoso delle pale con una frequenza pari a quella della struttura e pertanto il sistema va in risonanza, comportando con molta probabilità il ribaltamento e la distruzione dell'aeromobile. Le principali cause che portano a tale fenomeno possono essere la presenza di venti di una certa entità, un atterraggio pesante o un movimento brusco del comando del ciclico.

4.4 PROCEDURA TIPO PER UN TEST DI TRACK AND BALANCE

Ci sono molte caratteristiche essenziali per il successo di un programma di rotor track and balance, la più importante è quello dell'affidabilità di un equipaggiamento di analisi delle vibrazioni. Al giorno d'oggi con i moderni strumenti hi-tech la tecnologia digitale ha largamente sostituito le vecchie strumentazioni analogiche, che avevano costi di riparazione più alti, ricalibramenti con impatto maggiore in termini monetari e di tempo. Infatti i sistemi di acquisizione moderni digitali sono più economici, veloci e precisi, anche perché eliminano certe necessità usate con gli apparati analogici.

Prima di acquisire i dati bisogna innanzitutto installare i vari sensori di vibrazione, i device per il tracking e connettere i relativi fili e cablaggi. Il tipo di sensori, i punti di installazione e il materiale per queste componenti sono state ottimizzate al meglio dal produttore con vari test e specifiche apposite per il controllo degli elicotteri. Ci sono numerosi sensori di oscillazioni in uso: quelle più comuni in uso nel settore aeronautico sono accelerometri e velocimetri. La tipologia di produzione dell'attrezzatura per il calcolo detterà il tipo di sensore richiesto;

certi sistemi sono designati per usare un solo tipo di sensore, che limita il range di applicazione.

Generalmente un sensore per le vibrazioni ha bisogno di essere localizzato sulla struttura portante più vicino possibile alla componente in rotazione. La più comune locazione usata per montare un sensore per le oscillazioni laterali è la porzione superiore della trasmissione principale, dove è posizionata la base del piatto oscillante. Il sensore per le oscillazioni verticali è di norma montato il più possibile avanti alla cabina, questa posizione permette la più alta sensibilità per misurare la simmetria delle forze di portanza sviluppate dal rotore principale che sorvolano il muso dell'aeromobile.

Prima di iniziare le operazioni è necessario eseguire un'ispezione dettagliata del sistema del rotore principale e dei relativi controlli per assicurarsi le corrette condizioni di operazione, infatti è sgradevole tentare di compensare certe meccaniche di equilibrio in condizioni instabili. Se si esegue un controllo periodico sull'equilibrio non bisogna fare nessuna modifica o aggiustamento alle parti del rotore prima di iniziare; tuttavia dopo riparazioni invasive o lavori di revisione su una o più parti del sistema del rotore principale può essere vantaggioso fare aggiustamenti per tornare alla situazione nominale prima di iniziare il lavoro.

Dopo che l'attrezzatura è stata preparata si inizia ad acquisire le misurazioni. Come regola generale bisogna mantenere le condizioni di volo per effettuare le misurazioni e queste misurazioni sono richieste per ognuna di queste condizioni. Prendere più dati possibili permetterà di avere un trend più preciso e di identificare e risolvere i problemi.

Un'altra condizione importante per prepararsi a prendere i dati è quella di considerare le condizioni del vento: la scelta migliore è quella ovviamente di essere in assenza di vento, ma se è presente il vento bisogna assicurarsi di puntare il muso dell'aeromobile nella direzione del vento durante l'acquisizione dei dati. Sbagliare questa condizione può portare a errori nelle misurazioni durante l'acquisizione che complica la redazione del lavoro.

Il primo passo solitamente è di verificare il ground track al minimo giri del motore con le pale a un angolo nullo. L'obiettivo in questo caso è quello di verificare che la traiettoria delle pale sia relativamente vicina tra le une e le altre, prima di portare il motore a pieno regime.

Poi si porta il motore a dei giri più alti e si controlla la lettura delle oscillazioni laterali e la traiettoria delle pale nuovamente.

Lo step successivo è quello di portare l'elicottero in hover e misurare sia le oscillazioni verticali sia le oscillazioni laterali, così come la traiettoria delle pale. A questo punto si controllano scrupolosamente le oscillazioni verticali, infatti con l'elicottero in volo il suolo non influenzerà più la lettura delle oscillazioni verticali.

Salvare le misurazioni di entrambe le oscillazioni a questo punto e se i livelli di vibrazioni lo permettono si può entrare in condizioni di volo livellato prendendo le misurazioni anche in questo stato di entrambe le oscillazioni e del tracking delle pale, aumentando via via le velocità. Quando tutti gli step sono stati effettuati si fa atterrare l'aeromobile e si determinano quali aggiustamenti sono necessari.

Dopo aver acquisito tutti i dati si procede a interpretarli e a come correggere le eventuali oscillazioni.

Come già detto le vibrazioni laterali sono il risultato di un'ineguale distribuzione della massa nel disco del rotore. Le più comuni soluzioni sono di piazzare del peso sul mozzo in punti specifici o "sweepare" le pale del rotore principale: "sweepare" le pale può essere definito come muovere la pala avanti o indietro della sua posizione angolare, andando a modificare la resistenza del damper associato. Quando si "sweepano" le pale è più sicuro farlo all'indietro poiché farlo in avanti può causare l'instabilità della pala stessa. Ci sono tipi di rotor che utilizzano solo pesi del rotore principale, solo "sweep" delle pale o una combinazione di entrambi per correggere la situazione di disequilibrio laterale. Questa correzione viene basata sulle misurazioni alle oscillazioni laterali sia fatte a terra che in hover.

Come già descritto le vibrazioni verticali sono causate da un'ineguale produzione di lift delle pale del rotore principale. Ci sono due principali accorgimenti da adottare per correggere questa tipologia di vibrazioni; il primo è il pitch change links (PCL) del rotore principale: il PCL controlla l'angolo di ogni pala del rotore singolarmente. Per muovere una pala su o giù si allunga o si accorcia il PCL di quella pala. Questo aggiustamento è tipicamente usato per correggere la separazione verticale della pala al suolo e l'oscillazione verticale in hover. Il secondo aggiustamento possibile è sulle tab del rotore: per far volare una pala più in alto o più in basso si "piega" una determinata zona di tab su o giù. L'aggiustamento del trim tab è principalmente usato per le correzioni in volo. Un punto da considerare quando si fanno aggiustamenti di track è che quando si cambia la traiettoria di una pala si avrà un incremento o decremento del drag dovuto a quella pala. Questo cambio nel drag ha la tendenza a muovere la pala in avanti (lead = anticipo) o indietro (lag = ritardo) dalla sua posizione originaria. Come il pitch della pala aumenta il drag diminuisce, causando la pala a ritardare; viceversa se il pitch della pala diminuisce il drag aumenta, causando nella pala un anticipo. Questi effetti di anticipo/ritardo risultano in un cambio nell'equilibrio laterale del disco del rotore.

5. PROCEDURA STANDARD DI ROTOR TRACK AND BALANCE SUL TH-500B

Il processo di “track and balance” sugli elicotteri TH-500B, a differenza degli aeromobili più moderni che hanno un sistema implementato nell’avionica del tutto automatico, è fatto mediante delle strumentazioni da un operatore che deve poi analizzare i dati e trarre le relative modifiche da apportare.

5.1 STRUMENTI E AUSILI PER IL TEST

Per il processo di “track and balance” sui velivoli TH-500B si usa la Vibrex Balancer Model 177M-6A con l’ausilio di una pistola Strobex (*Figura 5.1*). Il dispositivo ha dei connettori per collegare i cavi associati agli accelerometri e si avvale di due canali per fornire i dati: il canale A che viene usato per le vibrazioni laterali e il canale B usato invece per le vibrazioni verticali. L’intensità di tali vibrazioni viene visualizzata su un indicatore in modo meccanico attraverso una lancetta che segna le IPS (inches per second). Per la segnalazione angolare delle vibrazioni laterali è presente un quadrante formato da dei led i quali si accendono in base all’indicazione azimutale della risultante delle vibrazioni. Inoltre il dispositivo ha un selettore per impostare il numero di giri indicato per sincronizzare gli RPM del rotore.



Figura 5.1 VIBREX BALANCER MODEL 177M-6A UTILIZZATA PER I TEST

Le vibrazioni che vengono lette dalla strumentazione vengono registrate da degli accelerometri (piezoelettrici, *Figura 5.2*) posizionati sul velivolo, mentre la traccia delle singole pale grazie a dei target riflettenti (*Figura 5.3*) posizionati sulle stesse osservati dall'operatore tecnico a bordo. Su ogni target è presente un numero da 1 a 5 per distinguere singolarmente ogni pala e tale numero ha un'altezza pari a 12.8 mm.



Figura 5.2 ACCELEROMETRI USATI PER I TEST



Figura 5.3 TARGHETTE RIFLETTENTI USATI PER I TEST

Per quanto riguarda il tracking delle pale l'operatore emette un fascio con la pistola Strobex in direzione dell'estremità delle pale davanti a lui, dove sono posizionati i target riflettenti (come illustrato in *Figura 5.4*) che grazie all'opportuna frequenza indicano visivamente la posizione geometrica al passaggio di ogni singola pala, così da confrontare la posizione di tutte e cinque le pale complessivamente.

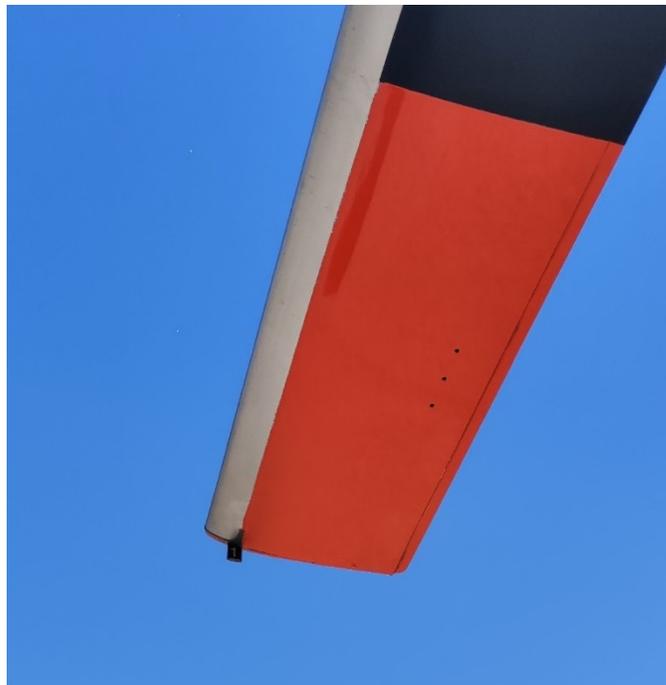


Figura 5.4 POSIZIONAMENTO TARGHETTE RIFLETTENTI SULLA PALA DURANTE I TEST

I trasduttori per le vibrazioni date dal rotore principale sono posizionati vicino al mozzo (per la misurazione delle vibrazioni laterali, nel punto indicato in *Figura 5.5*) e vicino alla pedaliera (per la misurazione delle vibrazioni verticali, nel punto indicato in *Figura 5.6*). Mentre per il rotore di coda il sensore è messo il più vicino alle pale di coda, come si vede in *Figura 5.7*.



Figura 5.5 POSIZIONAMENTO SENSORE VIBRAZIONI LATERALI



Figura 5.6 POSIZIONAMENTO SENSORE VIBRAZIONI VERTICALI



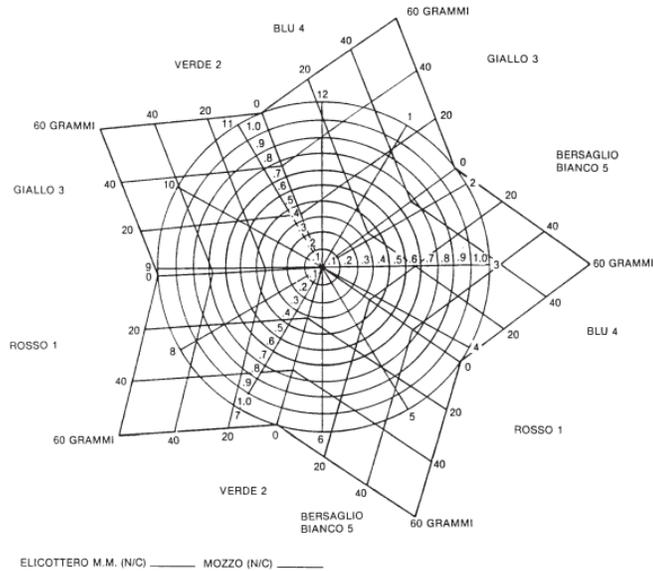
Figura 5.7 POSIZIONAMENTO SENSORE PER LE VIBRAZIONI SULLA CODA

5.2 DESCRIZIONE DELLE FASI DEL TEST

Il test di rotor track and balance vero e proprio si compone di diverse parti:

1. Bilanciamento mozzo (senza pale del rotore principale)
2. Bilanciamento rotore di coda (con pale del rotore principale)
3. Bilanciamento rotore principale (a terra e in volo)

Quando si esegue il bilanciamento sul mozzo (per ovvie ragioni a terra) si vanno a registrare solamente le vibrazioni laterali, in quanto quelle verticali risultano inattendibili dal momento che i pattini che toccano il suolo possono assorbire e alterare le oscillazioni in maniera diversa. Il valore massimo ammissibile in questo caso per le vibrazioni laterali è di 0.15 IPS; se si supera tale valore si va a correggere l'equilibrio aggiungendo delle rondelle di "zavorra" (con un determinato peso) a seguito di una verifica data dal seguente grafico di bilanciamento (*Figura 5.8*). Per ottenere il risultato nel diagramma si procede nel seguente modo: si segna con un punto l'intensità corrispondente alla posizione azimutale rilevata dal test e da quel punto si tracciano due rette parallele alla griglia (ovvero perpendicolari ai segmenti esterni): il risultato sarà l'intersezione con i lati della "stella" esterna che indicano le due possibili soluzioni. In questa maniera si sceglie una delle due e si va a posizionare la quantità di peso sul lato indicato.



PROVA N°	IPS	ANGOLO DI OROLOGGIO	PESO DI BILANCIAMENTO E UBICAZIONE				
			(1) ROSSO	(2) VERDE	(3) GIALLO	(4) BLU	(5) BIANCO
INIZIALE							

Figura 5.8 GRAFICO DI BILANCIAMENTO PER IL MOZZO

Successivamente si montano le pale del rotore principale e si passa al bilanciamento del rotore di coda. Si controllano le eventuali vibrazioni laterali utilizzando da terra a bordo del velivolo la pistola Strobex e puntandola sul rotore di coda. Su una pala delle due pale del rotore di coda, vicino al centro, vi è applicato un target riflettente e se vi è uno sfasamento esso sarà visibile ad occhio in base a dove si stabilizza il target e con la relativa intensità visualizzata nell'indicatore. Così facendo si riporta tale punto nel grafico di bilanciamento per il rotore di coda (Figura 5.9), si tracciano le due rette perpendicolari ai segmenti che indicano le due pale e si va a vedere le due possibili soluzioni (una per ogni pala); solitamente tra le due si va a scegliere quella meno invasiva, vale a dire quella che consente di aggiungere o togliere la minor quantità di peso assoluto. Ci sono due punti per ogni pala su cui poter agire rispettivamente: target, A, C, B.

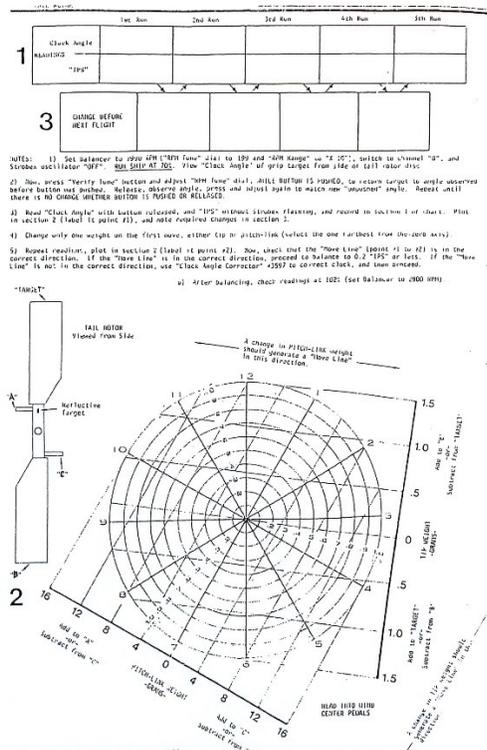


Figura 5.9 GRAFICO DI BILANCIAMENTO PER IL ROTORE DI CODA

Infine il processo più lungo solitamente è quello sul rotore principale: prima a terra al 70% del motore e al 103% del motore e poi in volo, nell'ordine, dalla condizione di hovering, a velocità sempre crescenti (40 kts, 60 kts, 80 kts, 90 kts, 110 kts, 130 kts, VNE); nella fase a terra le compensazioni vanno fatte, generalmente, sulle biellette del cambio passo: si va infatti ad agire sulla geometria della pala, una rotazione di un sesto di giro (corrispondente a un lato del controdado, chiamata in genere "faccia") della bielletta alza o abbassa l'estremità della pala di 6,4 mm, che corrisponde esattamente a metà dell'altezza del numero del target riflettente. Mentre successivamente nelle fasi in volo si agisce sulle condizioni aerodinamiche, quindi si vanno a variare le tab e i damper. Le tab (chiamate anche alette di compensazione) sono la parte finale del bordo di uscita, suddivise in varie stazioni in base alla distanza dalla radice (come illustrato in *Figura 5.10*), e sono fatte di un materiale elastomerico che si può modellare. Invece i damper sono gli ammortizzatori che mantengono l'angolo delle pale sul piano orizzontale.

All'inizio del test le tab sono tutte portate di norma a -1° . Successivamente si va ad agire sulle stazioni da quella più esterna procedendo verso l'interno all'incrementare della velocità di volo. La stazione più esterna in assoluto (ovvero la zona della pala arancione) non viene mai modificata, ma si va a mettere mano alle stazioni [117;124], [124;130], [130;136], [136;142]. Se la pala è più alta si va a togliere gradi alla tab, mentre se è più bassa si va ad aggiungere gradi alla pala. Tali modifiche vengono eseguite con un dispositivo apposito per la piegatura delle alette di compensazione (mostrato in *Figura 5.11*).

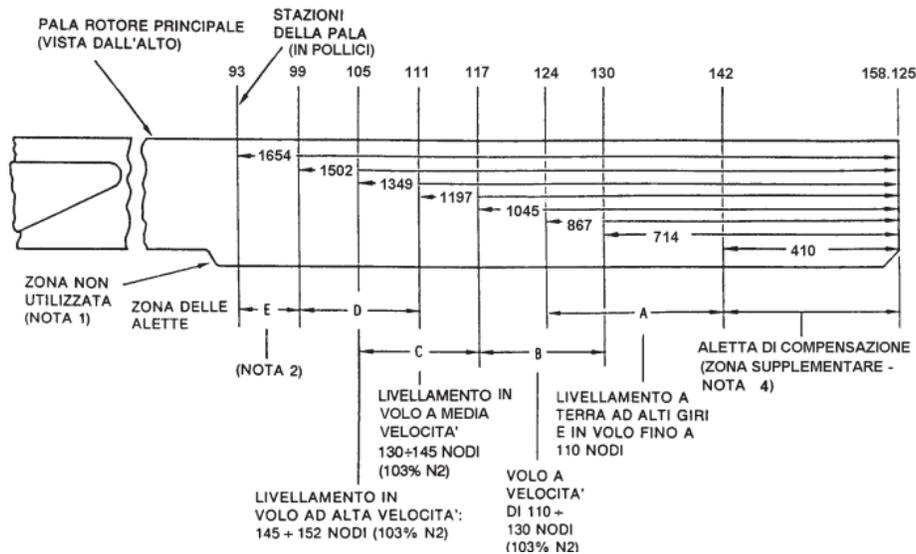


Figura 5.10 STAZIONI DELLE ALETTE DI COMPENSAZIONE SULLA PALA [4]



Figura 5.11 DISPOSITIVO DI PIEGATURA DELLE ALETTE DI COMPENSAZIONE

Per quanto riguarda i damper invece anche qui si segna su un apposito grafico di bilanciamento (quello mostrato in *Figura 5.12*) in entrata l'intensità registrata dal sensore delle vibrazioni laterali e la sua posizione definita dal quadrante con un punto; da tale punto si tracciano, nello spicchio dedicato, le due rette perpendicolari al segmento del damper esterno e si ottengono due possibili scelte. Si può allungare o accorciare geometricamente la posizione del damper tramite un apposito dado in base a quanto descritto dal diagramma.

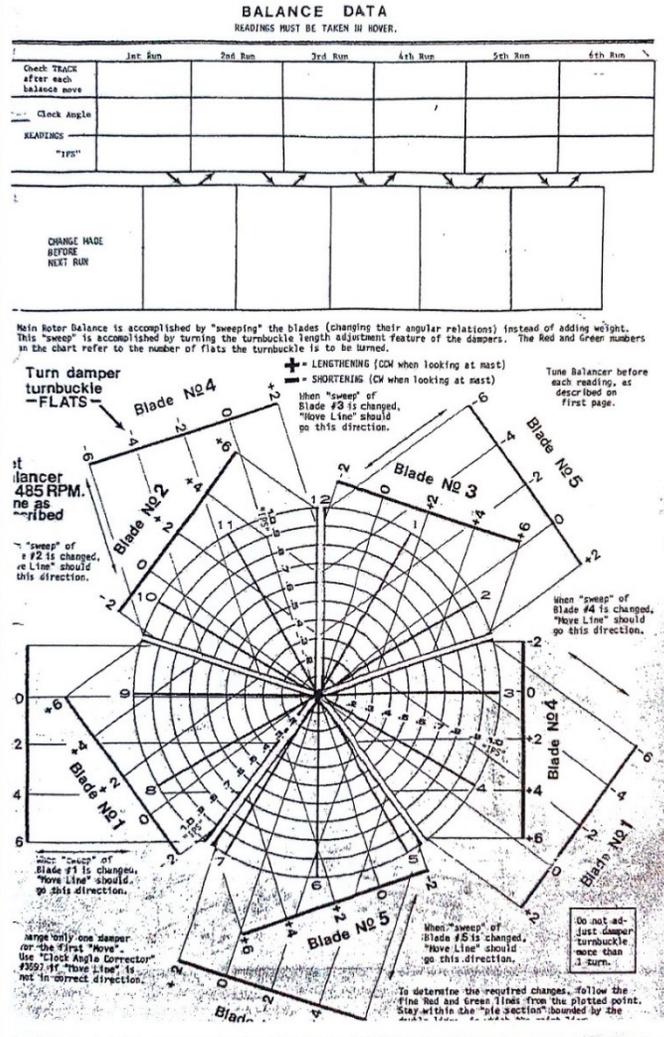


Figura 5.12 GRAFICO DI BILANCIAMENTO PER DAMPER

Il massimo valore di IPS è solitamente dato dal costruttore in base a test di sperimentazione e prove di riferimento. In questo caso per le 1-freq il valore massimo ammissibile è di 0.20 IPS, mentre per le N-freq il valore massimo è di 1.00 IPS.

Infine per quanto riguarda il tracking delle pale la limitazione corrisponde a una differenza massima di 1 targhetta.

6. ANALISI DEL CASO STUDIO EFFETTUATO SUL TH-500B

Sono stati eseguiti due test di volo completi su due aeromobili differenti del 72° Stormo. Le procedure si sono svolte come descritto in precedenza e l'operatore tecnico a bordo si è avvalso, oltre che della strumentazione apposita, di una tabella prestampata per annotare la traccia delle pale nelle differenti condizioni e l'intensità delle vibrazioni. Ogni volta che l'elicottero si fermava venivano eseguite le dovute correzioni in base al tipo di metodo da adottare.



Figura 6.1 OPERAZIONI A TERRA SUL ROTORE DI CODA



Figura 6.2 TH-500B IN HOVER

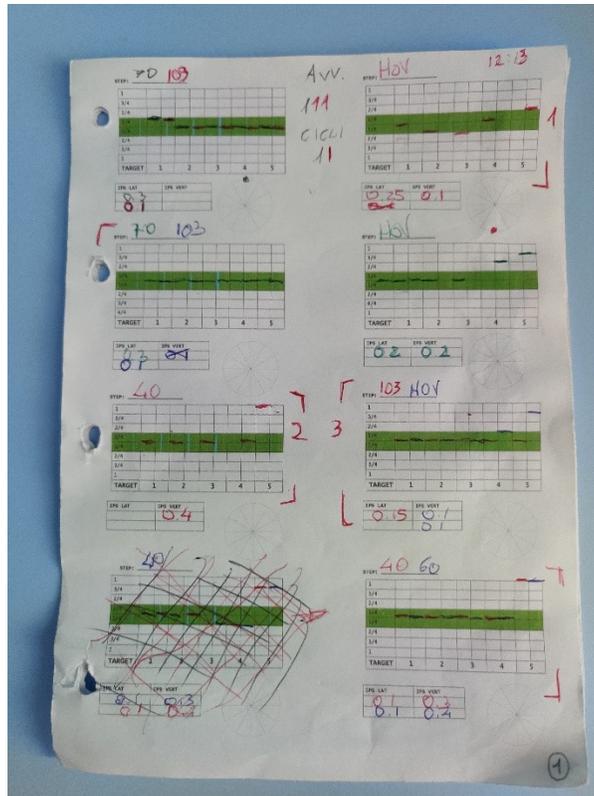


Figura 6.3 ESEMPIO DI RACCOLTA DATI DELL'OPERATORE A BORDO

6.1 TEST PRIMO VELIVOLO

Numero di matricola MM81301 (72° Stormo #38).

Dopo le varie ispezioni e manutenzioni questo aeromobile è stato riassembleato con le stesse pale che aveva prima di entrare in manutenzione. Inoltre tutte le alette di compensazione di tutte le pale sono state portate a -1° .

- BILANCIAMENTO MOZZO

LAT	0.05 IPS
-----	----------

- ROTORE DI CODA

LAT	0.10 IPS
-----	----------

Sia il mozzo che il rotore di coda sono in condizioni accettabili.

- ROTORE PRINCIPALE

1° volo:

	70%	103%
LAT	0.30 IPS	0.1 IPS

1										
3/4										
2/4										
1/4										
1/4										
2/4										
3/4										
1										
TARGET	1	2	3	4	5					

Dato che la pala #1 è leggermente in alto a bassi giri si opera per un abbassamento di una faccia della bielletta della pala #1, cosicchè la posizione geometrica della pala sia maggiormente in sintonia con le restanti.

2° volo:

	Hov
LAT	0.25 IPS (a ore 6)
VERT	0.10 IPS

1										
3/4										
2/4										
1/4										
1/4										
2/4										
3/4										
1										
TARGET	1	2	3	4	5					

Dato che le pale dalla 1 alla 4 sono similmente sullo stesso piano mentre la quinta è l'unica leggermente più alta si va a piegare la tab della #5 portandola a un totale di -2° nella stazione [136;142].

3° volo:

	70%	103%
LAT	0.30 IPS	0.10 IPS

1									
3/4									
2/4									
1/4									
1/4									
2/4									
3/4									
1									
TARGET	1	2	3	4	5				

	Hov	40 kts
LAT	0.20 IPS	<0.20 IPS
VERT	0.20 IPS	0.40 IPS

1									
3/4									
2/4									
1/4									
1/4									
2/4									
3/4									
1									
TARGET	1	2	3	4	5				

Dopo le modifiche precedenti si nota che ora il velivolo a terra è bilanciato, ma in volo la pala #5 si alza pertanto si va ad apportare un'ulteriore modifica nel tab della stessa pala portandola a -3° nella sezione [136;142].

4° volo:

	103%	Hov
LAT	0.15 IPS	0.10 IPS
VERT	/	0.10 IPS

1										
3/4										
2/4										
1/4										
1/4										
2/4										
3/4										
1										
TARGET	1	2	3	4	5					

	40 kts	60 kts
LAT	0.10 IPS	0.10 IPS
VERT	0.30 IPS	0.40 IPS

1										
3/4										
2/4										
1/4										
1/4										
2/4										
3/4										
1										
TARGET	1	2	3	4	5					

Si evidenzia che all'aumentare della velocità il problema persiste, in concomitanza con delle vibrazioni fuori range, perciò si va nuovamente a modificare il tab della pala #5 andando nella sezione più interna di [130;136] e portandola a -2°.

5° volo:

	Hov	40 kts
LAT	0.10 IPS	0.10 IPS
VERT	0.10 IPS	0.15 IPS

1										
3/4										
2/4										
1/4										
1/4										
2/4										
3/4										
1										
TARGET	1	2	3	4	5					

	60 kts	80 kts
LAT	0.10 IPS	<0.20 IPS
VERT	0.20 IPS	0.25 IPS

1										
3/4										
2/4										
1/4										
1/4										
2/4										
3/4										
1										
TARGET	1	2	3	4	5					

6° volo:

A terra le indicazioni al 70% e al 103% sono ampiamente nel range.

1									
3/4									
2/4									
1/4									
1/4									
2/4									
3/4									
1									
TARGET	1	2	3	4	5				

	Hov	40 kts
LAT	0.10 IPS	0.10 IPS
VERT	0.15 IPS	0.15 IPS

1									
3/4									
2/4									
1/4									
1/4									
2/4									
3/4									
1									
TARGET	1	2	3	4	5				

	60 kts	80 kts
LAT	0.10 IPS	0.10 IPS
VERT	0.15 IPS	0.15 IPS

1									
3/4									
2/4									
1/4									
1/4									
2/4									
3/4									
1									
TARGET	1	2	3	4	5				

	90 kts	110 kts
LAT	0.10 IPS	0.10 IPS
VERT	0.15 IPS	0.15 IPS

1									
3/4									
2/4									
1/4									
1/4									
2/4									
3/4									
1									
TARGET	1	2	3	4	5				

	130 kts
LAT	0.15 IPS
VERT	0.15 IPS

1										
3/4										
2/4										
1/4										
1/4										
2/4										
3/4										
1										
TARGET	1	2	3	4	5					

Il velivolo è stato portato a tutte le condizioni di volo (anche alla VNE sebbene non sia stata registrata) e i risultati sono ottimi, dopo le correzioni eseguite in precedenza, dal momento che sia il valore delle vibrazioni laterali e verticali si attesta al di sotto di 0.20 IPS sia perché le pale dell'elicottero sono tutte in traccia. Tali condizioni vengono rispettate per tutti i regimi di volo come si può ben vedere.

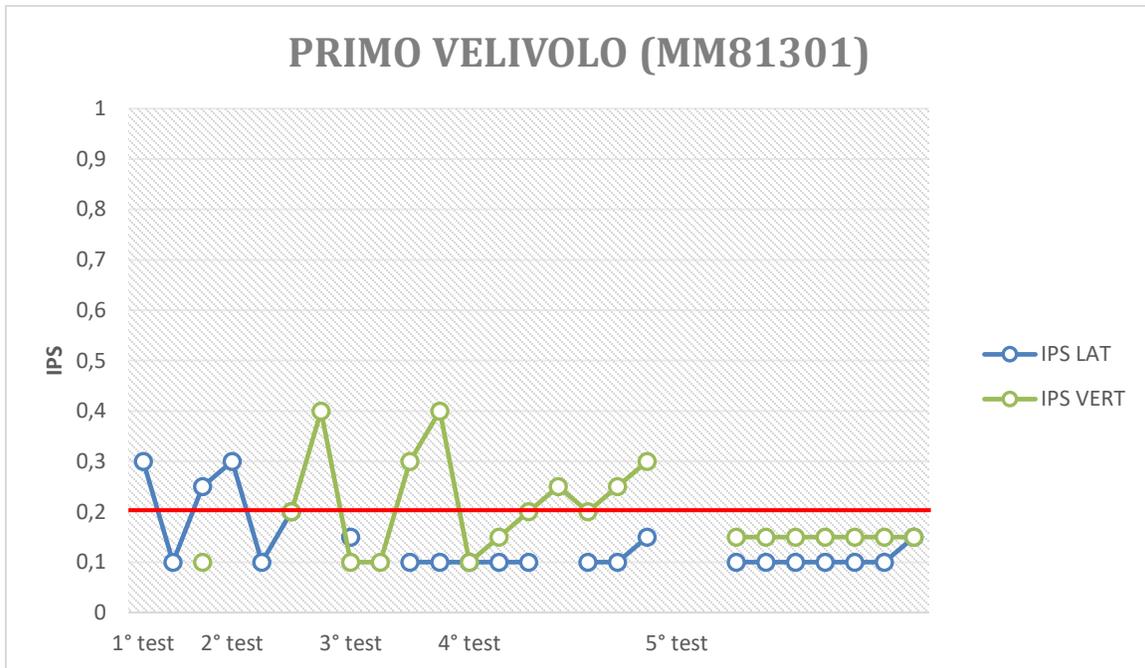


Grafico 6.1 VIBRAZIONI PRIMO VELIVOLO

Il *Grafico 6.1* mostra l'andamento complessivo delle vibrazioni durante i test del primo velivolo; si può notare che l'andamento delle oscillazioni durante uno stesso test rimane solitamente costante o aumenta all'incrementare della velocità, mentre dopo che l'aereo è stato portato a terra e sottoposto alle correzioni generalmente riprende il volo con un livello di vibrazioni via via più basso, fino ad arrivare, nell'ultimo test di volo, a una situazione di comfort adeguata a tutte le fasi di volo.

6.2 TEST SECONDO VELICOLO

Numero di matricola MM81277 (72° Stormo #14)

Dopo le varie ispezioni e manutenzioni a questo velivolo sono state sostituite le pale. Inoltre, come da prassi, tutte le alette di compensazione di tutte le pale sono state portate a -1°.

- BILANCIAMENTO MOZZO

LAT	0.05 IPS
-----	----------

- ROTORE DI CODA

LAT	0.10 IPS
-----	----------

- ROTORE PRINCIPALE

1° volo:

	70%	103%
LAT	0.20 IPS	0.20 IPS

1										
3/4										
2/4										
1/4										
1/4										
2/4										
3/4										
1										
TARGET	1	2	3	4	5					

All'aumentare dei giri a terra la traccia delle pale #2 e #4 è più in alto rispetto al riferimento delle altre pale pertanto si va a fare una correzione sulle due rispettive biellette che vengono abbassate entrambe di una faccia.

2° volo:

	70%	103%	Hov
LAT	0.20 IPS	0.25 IPS	0.3 IPS (ore 2)
VERT	/	/	0.25 IPS

1														
3/4														
2/4														
1/4														
1/4														
2/4														
3/4														
1														
TARGET	1	2	3	4	5									

Nel secondo volo le tracce sempre delle pale #2 e #4 sono più alte pertanto si procede con un'ulteriore modifica delle biellette: la bielletta della pala #2 viene abbassata di ¼ di faccia mentre la bielletta della pala #4 viene abbassata di ½ faccia.

3° volo:

	70%	103%	Hov
LAT	0.15 IPS	0.20 IPS	0.15 IPS
VERT	/	/	0.15 IPS

1														
3/4														
2/4														
1/4														
1/4														
2/4														
3/4														
1														
TARGET	1	2	3	4	5									

Nel terzo volo si nota che la pala #2 dopo le precedenti modifiche è in traccia con le restanti, mentre in hover la pala #3 che iniziava ad alzarsi anche nella fase

precedente e la pala #4 rimangono fuori traccia; le correzioni da eseguire sono per la bielletta #3 e per la bielletta #4 l'abbassamento di 1 faccia; inoltre il pilota in fase di hover percepisce uno scuotimento notevole sul ciclico pertanto si va ad apportare anche un allentamento del biscottino in modo da disperdere tali vibrazioni alla radice del mozzo.

4° volo:

	70%	103%	Hov
LAT	0.10 IPS	0.10 IPS	0.10 IPS (ore 10)
VERT	/	/	0.18 IPS

1															
3/4															
2/4															
1/4															
1/4															
2/4															
3/4															
1															
TARGET	1	2	3	4	5										

Dato che la pala #3 rimane fuori traccia si decide di optare per una modifica alla tab nella stazione [136;142] portandola a -2°.

5° volo:

	Hov	40 kts	60 kts
LAT	0.15 IPS	<0.20 IPS	0.10 IPS
VERT	0.15 IPS	0.15 IPS	0.40 IPS

1																			
3/4																			
2/4																			
1/4																			
1/4																			
2/4																			
3/4																			
1																			
TARGET	1			2			3			4			5						

Aumentando il regime di volo e passando da 40 kts a 60 kts si notano un aumento delle vibrazioni verticali e le pale #4 e #5 fuori traccia (rispettivamente in alto e in basso); le modifiche da adottare sono quelle di modificare le tab portando la #4 alla stazione [136;142] a -2° per abbassarla e la #5 alla stazione [136;142] a 0° per alzarla.

6° volo:

	Hov	40 kts	60 kts
LAT	0.15 IPS	0.10 IPS	0.10 IPS
VERT	0.15 IPS	0.40 IPS	0.40 IPS

1																			
3/4																			
2/4																			
1/4																			
1/4																			
2/4																			
3/4																			
1																			
TARGET	1			2			3			4			5						

La pala #4, nonostante le modifiche precedenti, rimane fuori traccia causando con molta probabilità le pesanti vibrazioni verticali alle basse velocità; per ovviare a tale problema si va ad operare in modo più profondo direttamente sulla bielletta che viene abbassata di 2 facce.

7° volo:

	103%	Hov	40 kts	60 kts	80 kts	90 kts	110 kts
LAT	0.20 IPS	0.20 IPS (ore 9)	0.20 IPS	0.30 IPS (ore 9)	0.20 IPS (ore 9)	0.40 IPS (ore 9)	
VERT	/	0.18 IPS	0.20 IPS	0.30 IPS	0.30 IPS		0.50 IPS

1														
3/4														
2/4														
1/4														
1/4														
2/4														
3/4														
1														
TARGET	1	2	3	4	5									

Aumentando la velocità nel test si arrivano ad avere vibrazioni sia laterali che verticali fuori range, causate probabilmente dalle pale #3 e #4 che sono notevolmente fuori traccia (una targhetta sopra); pertanto si agisce sulle tab della pala #3 nella stazione [136;142] portandola a -3° e sulle tab della pala #4 nella stazione [136;142] portandola anch'essa a -3°; infine per abbassare il livello delle vibrazioni e avvalendosi del grafico di bilanciamento dei damper si ottiene che al damper della pala #1 venga eseguita una modifica di +2 facce (eseguito come in *Figura 6.4*).

Dato che le pale #3 e #4 si alzano dalla traccia e le vibrazioni sono fuori range si va ad operare sulle tab della #3 portando nella stazione [130;136] a -2° e sulle tab della #4 nella stazione [130;136] a -2°.

9° volo:

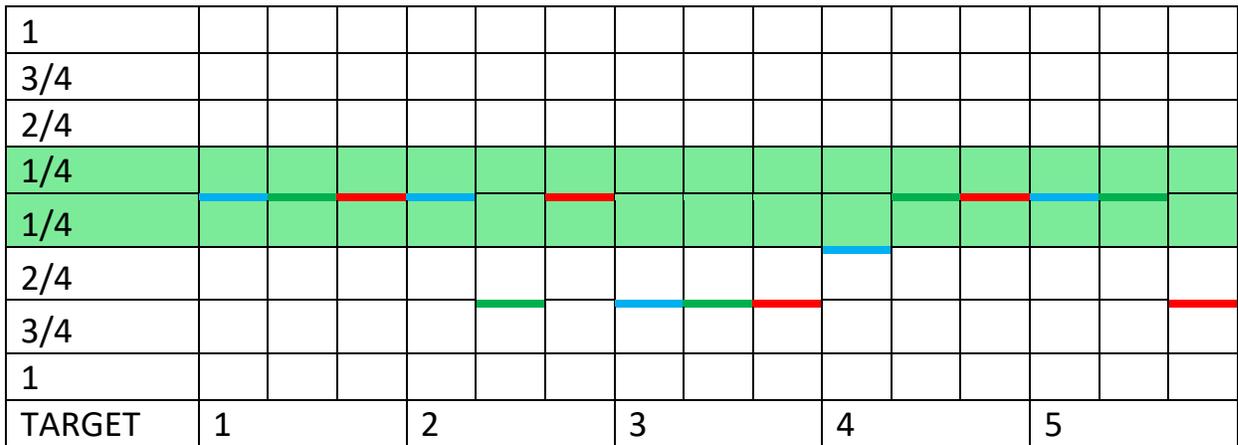
	103%	Hov	40 kts	60 kts	80 kts	90 kts	110 kts	130 kts	VNE
LAT	<0.20 IPS	0.20 IPS	0.10 IPS	0.18 IPS (ore 9)	0.20 IPS (ore 9)	0.20 IPS (ore 9)	0.20 IPS	0.30 IPS	0.30 IPS
VERT	/	0.10 IPS	0.20 IPS	0.20 IPS	0.20 IPS	0.25 IPS	0.20 IPS	0.20 IPS	0.20 IPS

1														
3/4														
2/4														
1/4														
1/4														
2/4														
3/4														
1														
TARGET	1	2	3	4	5									

All'aumentare della velocità le vibrazioni si intensificano e la pala #3 è fuori traccia (in basso); quindi utilizzando il grafico di bilanciamento si ottiene al damper #1 una modifica di +1 faccia, mentre si va ad operare sulle tab della pala #3 portando le stazioni ad avere rispettivamente [0°, -0.5°, -3°, -3°].

10° volo:

	Hov	40 kts	60 kts	80 kts	90 kts	110 kts	130 kts	VNE
LAT	<0.20 IPS	0.20 IPS	0.15 IPS	0.15 IPS	0.15 IPS	0.20 IPS (ore 9)	0.25 IPS	0.25 IPS
VERT	<0.20 IPS	0.10 IPS	0.15 IPS	0.15 IPS	0.15 IPS	0.18 IPS	0.20 IPS	0.25 IPS



La pala #3 nonostante le modifiche fatte nell'ultimo tentativo rimane più bassa quindi si vanno a modificare le tab nel seguente modo [0°, 0°, -2,5°, -3°], mentre per attenuare le vibrazioni si utilizza il grafico di bilanciamento dei damper che portano il damper della pala #1 a una modifica di +1 faccia.

11° volo:

	Hov	40 kts	60 kts	80 kts	90 kts	110 kts	130 kts	VNE
LAT	<0.20 IPS	0.10 IPS	0.10 IPS	0.10 IPS	0.10 IPS	0.15 IPS	0.15 IPS	0.20 IPS
VERT	<0.20 IPS	0.15 IPS	0.15 IPS	0.15 IPS	0.10 IPS	0.15 IPS	0.20 IPS	0.20 IPS

1															
3/4															
2/4															
1/4															
1/4															
2/4															
3/4															
1															
TARGET	1			2			3			4			5		

Dopo l'ultimo volo, in cui l'aeromobile è stato portato fino alla VNE, si nota che le vibrazioni registrate sono nel range ammissibile, sebbene non tutte le pale siano perfettamente in traccia ma ciò è un effetto secondario dato che l'obiettivo principale è arrivare a un regime di volo confortevole azzerando il più possibile ogni tipo di vibrazione. Come visto nel precedente velivolo e mostrato nel *Grafico 6.2* e nel *Grafico 6.3* si nota che all'aumentare del regime di volo le vibrazioni tendono, in generale, ad aumentare di intensità, mentre qualvolta l'aeromobile torna a terra per essere sottoposto alle correzioni nel successivo test le vibrazioni partono da un valore inferiore (ciò proprio dovuto alle modifiche messe in atto).

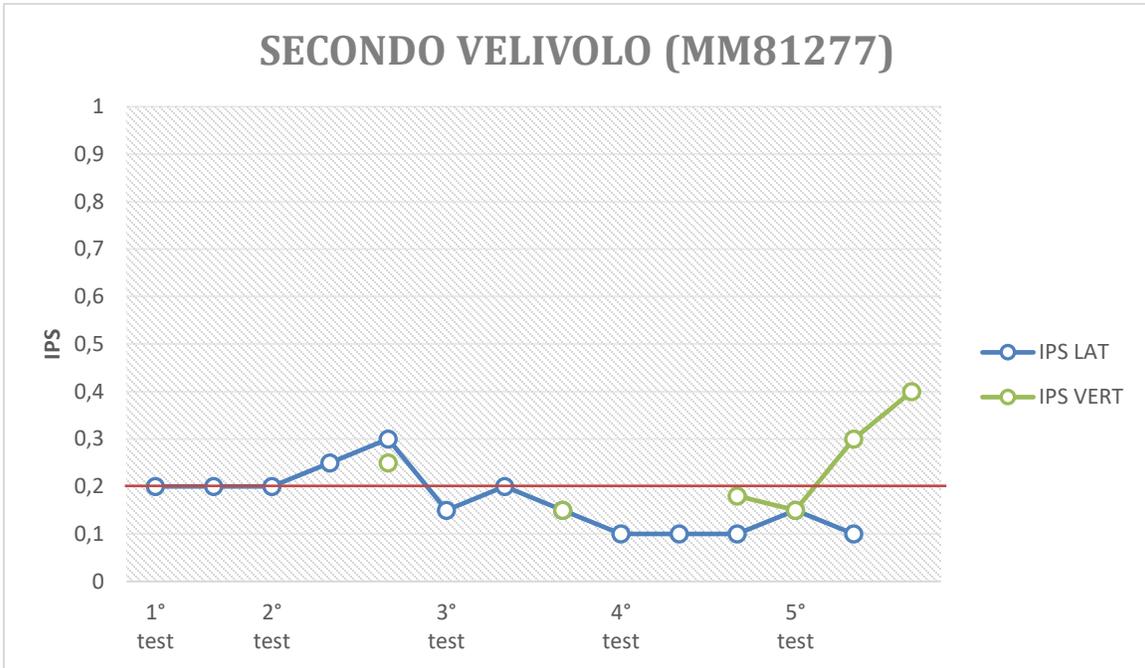


Grafico 6.2 VIBRAZIONI SECONDO VELIVOLO (PRIMA PARTE)

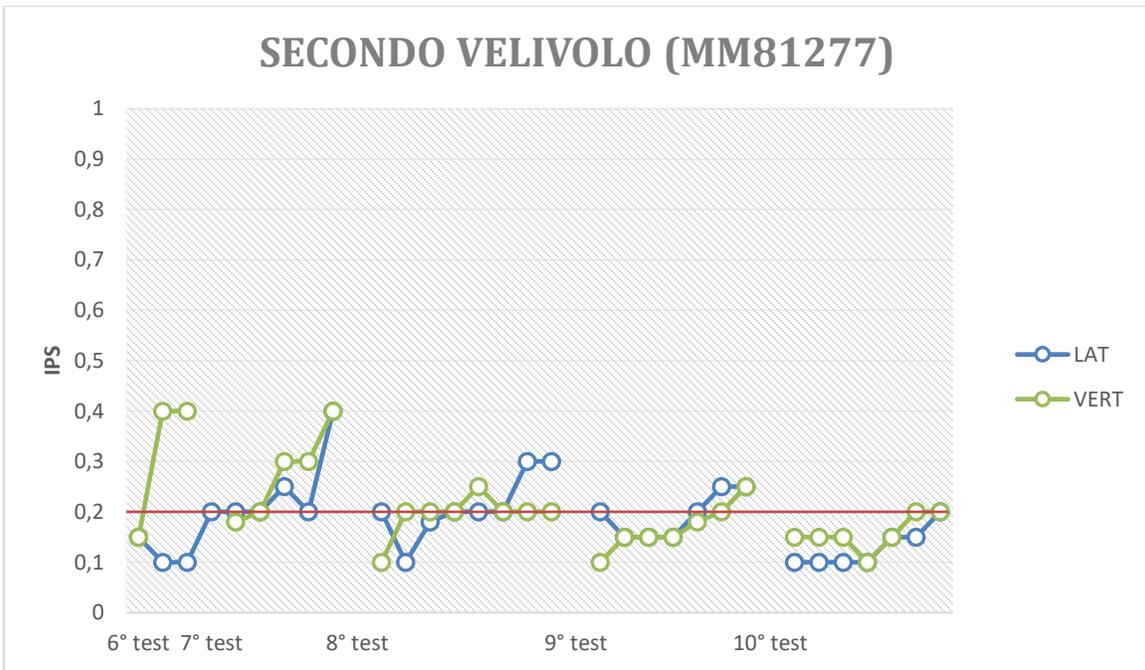


Grafico 6.3 VIBRAZIONI SECONDO VELIVOLO (SECONDA PARTE)

7. CONCLUSIONI

Come è stato possibile studiare in questa esperienza si è capito che il lavoro di rotor track and balance ha un impatto significativo sulla manutenzione degli elicotteri. I due test che sono stati eseguiti su due diversi elicotteri TH-500B si sono svolti in maniera differente per le tempistiche e il carico di lavoro: questo proprio perché uno dei due velivoli montava delle pale totalmente nuove, pertanto il procedimento su tale velivolo è stato più lungo e di conseguenza ha richiesto maggiori modifiche e correzioni. Le fasi del test comprendevano una parte iniziale a terra sul solo mozzo (senza pale montate), successivamente sempre a terra prima sul rotore di coda e poi sul rotore principale (al 70% e al 103%), e infine l'ultimo step in volo sia in hover che a velocità stazionarie via via crescenti (da 40 kts a 130 kts fino alla VNE). La maggior parte di modifiche, a seguito dei rilevamenti dell'operatore di bordo con l'apposita strumentazione, per portare le pale in traccia e/o ridurre le vibrazioni date dal rotore sono state effettuate sulle alette di compensazione (per abbassare o alzare la traccia della pala in volo, quindi agendo su fattori aerodinamici), sulle biellette cambio passo (per spostare geometricamente la pala più in alto o in basso) e sui damper delle pale (per compensare eventuali squilibri di massa sul piano di rotazione); è inoltre osservabile infatti come con l'aumentare della velocità di un singolo volo le vibrazioni registrate tendano ad aumentare, mentre dopo che l'aeromobile viene fermato a terra in modo da apportate le dovute correzioni esso riparte con un livello generalmente minore di vibrazioni rispetto al volo precedente, grazie alle compensazioni apportate. In ogni caso entrambi i test si sono conclusi positivamente in maniera simile dal momento che le vibrazioni verticali e laterali sono state minimizzate al di sotto del range ammissibile richiesto (ovvero a un valore pari o inferiore a 0.20 IPS per la parte in volo) che era lo scopo principale dell'attività. Questo processo ha portato ad avere una condizione confortevole a tutti i regimi di volo per il pilota e l'equipaggio; ciò ha permesso di centrare gli obiettivi primari di riduzione delle vibrazioni e di restituire dei velivoli operativi in perfetto stato e con una condizione di aeronavigabilità ottimale dal momento che la sicurezza in volo è un parametro fondamentale per il settore aeronautico.

8. BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA

- [1] Raffaele di Caprio, *“Corso personale collaudatore di produzione - Ala rotante - Aerodinamica dell’elicottero”*, Ed. 2006
- [2] *Helicopter flight controls*, in www.en.wikipedia.org/wiki/Helicopter_flight_controls
- [3] *Personale e aeromobili*, in www.aeronautica.difesa.it/personale-e-mezzi
- [4] Leonardo Helicopters, *“AER(EP).1H-TH-500B-2 – Manuale di manutenzione”*, Ed. 2015
- [5] Angelo La Sorte, *“Helicopter Aerodynamics, Structures and Systems”*, 1^a Edizione, 2020
- [6] *Catalogo prodotti*, in www.helicopters.leonardo.com/it/product-catalogue
- [7] *Rotor Track Balance: What Is it and Why Is it Important?*, in www.acesystems.com
- [8] *Rotor track and balance*, in www.spinningwing.com/the-helicopter/track-balance
- [9] Mike Robinson, *“Helicopter Track and Balance Theory”*, 1999

9. RINGRAZIAMENTI

Questa esperienza molto interessante è stata possibile grazie al mio relatore prof. Carlo Bettanini Fecia di Cossato che ringrazio in modo significativo, così come il Ten. De Angelis Giuseppe e il Ten. Mascara Giuseppe che con la loro sentita disponibilità mi hanno permesso lo svolgimento di questo lavoro.

Inoltre vorrei ringraziare il 1° Mar. Bracci Alessio e il 1° Lgt. Cattaneo Gian Battista per avermi seguito attentamente nella parte operativa in hangar e per la loro grande professionalità dimostrata. Un ringraziamento anche al 1° Lgt. La Sorte Angelo e a tutta la squadra di tecnici del TH-500B del 3°RMAA.

Uno speciale ringraziamento ad Anna per il profondo supporto dimostrato.

Infine questo percorso accademico non sarebbe stato possibile senza la presenza dei miei genitori ai quali va il più grande e sentito ringraziamento.