

**POLITECNICO DI MILANO**

**Scuola di ingegneria industriale e dell'informazione**

**Corso di laurea magistrale in ingegneria gestionale**



**Valutazione dei benefici derivanti dall'introduzione del sistema SHM all'interno della struttura della fusoliera di elicotteri militari**

Relatore **Prof. Davide Chiaroni**

Co-relatori **Prof. Marco Giglio**

**Ing. Giorgio Vallone**

**Tesi di laurea magistrale di:**

**Stefano Tesone** matricola 780586

**Anno accademico 2013-2014**

## Sommario

Ringraziamenti.....	3
Indice delle figure.....	4
Indice delle tabelle.....	6
Abstract.....	7
Introduzione.....	1
1. Cenni storici e teorici.....	3
1.1. Filosofie progettuali dagli anni ' 40 a oggi.....	3
1.2. Danneggiamento a fatica nei materiali.....	5
1.3. Teoria della dinamica della frattura.....	9
2. CBM e SHM.....	12
2.1. Condition based maintenance.....	12
2.1.1. Applicazione di una logica CBM alla logistica delle parti di ricambio.....	15
2.1.2. Benefici dell'approccio CBM.....	15
2.2. Condition based maintenance per gli elicotteri.....	20
2.3. Structural Health Monitoring.....	21
2.3.1. Estensimetri.....	22
2.3.2. The SMART Layer.....	23
2.3.3. Sistema di comunicazione.....	23
3. Cenni sulla simulazione a eventi discreti e su Arena.....	25
4. Applicazione SHM per i danni derivanti dalla fatica.....	28
4.1. Costruzione dei modelli.....	29
4.1. Acquisizione dei dati.....	34
4.1.1. Modellazione carichi.....	34
4.1.2. Modello di volo.....	35
4.1.3. Determinazione dei $\Delta K$ .....	36
4.2. Ipotesi statistiche.....	39
4.3. Calcolo intervallo ottimale per manutenzioni preventive.....	42
4.4. Calcolo della soglia ottimale di sicurezza.....	46
4.5. Risultati.....	49
5. Applicazioni SHM per il danni da impatto.....	52
5.1. Modellazione matematica dei danni da impatto.....	53
5.2. Costruzione dei modelli.....	57
5.2.1. Monitoraggio a sensibilità del pilota.....	57

5.2.2. Monitoraggio con il sistema SHM.....	58
5.3. Ipotesi statistiche.....	60
5.4. Risultati.....	62
6. Monitoraggio di tutte le tipologie di danneggiamenti .....	64
6.1. Risultati.....	65
7. Conclusioni e sviluppi futuri .....	67
Bibliografia.....	68

## **Ringraziamenti**

Colgo l'occasione per fare prima di tutto un ringraziamento generale a tutte le persone che mi sono state vicine e che mi hanno accompagnato in questo mio lungo percorso di studio che va a concludersi che è stato senza dubbio, al di là delle difficoltà, il periodo più bello della mia vita.

Un doveroso ringraziamento va prima di tutto al professor Davide Chiaroni e al professor Marco Giglio per l'opportunità che mi è stata data di confrontarmi con un argomento a me del tutto estraneo che alla lunga si è dimostrato molto sfidante, motivante e formativo.

Ringrazio inoltre il mio co-relatore Giorgio Vallone per l'infinita disponibilità dimostrata nei miei confronti che si è declinata in una infinita mole di consigli e di suggerimenti che mi sono stati molto utili nel conseguimento del mio progetto di tesi.

Ringrazio i miei genitori e in generale la mia famiglia sia per il supporto morale ma soprattutto per lo sforzo economico intenso che è stato effettuato, sia nei miei anni a Roma che soprattutto in quelli a Milano, che mi ha consentito di svolgere con la massima serenità possibile tutto il mio percorso accademico.

Ringrazio tutti i miei amici della comitiva romana, che grazie al loro supporto e alle infinite dimostrazioni di affetto nei miei confronti mi hanno aiutato a affrontare le insidie di una città del tutto nuova per me. Si dice che gli amici veri siano i fratelli che ti scegli per la vita e nel mio caso è stato proprio così.

Ringrazio anche tutte le persone che ho conosciuto in questi anni a Milano che mi hanno aiutato a crescere molto come persona e a vivere al meglio questa grande esperienza di vita. Tra questi meritano senza dubbio di essere citati Francesco, Valerio e Giancarlo che mi sono stati vicini con i loro consigli e con la loro incredibile dote di regalarmi sempre il sorriso.

Infine ringrazio Simone, il mio immenso collega di studi, con cui ho condiviso nella sua interezza il percorso universitario, a cui devo molto sia dal punto di vista umano che accademico, in quanto la sua presenza spesso si è rivelata decisiva. Concludo augurandogli tutto il meglio possibile essendo certo che riuscirà a sconfiggere le difficoltà che la vita gli sta imponendo.

## Indice delle figure

Figura 1-Esempio di una rottura a fatica .....	5
Figura 2-Paremetri fondamentali di un ciclo di carico .....	6
Figura 3-Profilo alternato simmetrico di sforzo .....	6
Figura 4-Profilo di carico con pulsatoria allo zero .....	6
Figura 5-Diagramma di Wohler in scala lineare .....	7
Figura 6-Diagramma di Wohler in scala lineare-logaritmica .....	7
Figura 7-Diagramma si Wohler in scala doppio-logaritmica .....	8
Figura 8-Curva tipica della velocità di propagazione in funzione di $\Delta K$ .....	9
Figura 9-Tipico andamento della lunghezza della frattura nel tempo .....	9
Figura 10-Esempio di pannello .....	10
Figura 11-Vecchio e nuovo approccio a confronto .....	12
Figura 12-Rappresentazione su una linea temporale della vita di un sistema.....	13
Figura 13- I tre step di un programma CBM .....	14
Figura 14-Massimo lead time con confidenza del 95% .....	15
Figura 15-Schema logico dello SMART Layer.....	23
Figura 16-Vita operativa di un elicottero .....	29
Figura 17-Creazione e identificazione delle entità .....	30
Figura 18-Smistamento verso postazioni .....	30
Figura 19-Modello secondario per la generazione delle missioni.....	31
Figura 20-Serie di decide .....	32
Figura 21-Modello ibrido impiegato in una run di simulazione .....	33
Figura 22-Modello senza SHM impiegato in una run di simulazione .....	33
Figura 23-Schematizzazione dei trasferimenti tra basi .....	39
Figura 24-Codice per la manovra 1.....	41
Figura 25-Valori delle variabili durante una run di simulazione.....	42
Figura 26-Modifica al modello originario .....	43
Figura 27-Propagazione della varianza.....	43
Figura 28-Curva di regressione.....	44
Figura 29-Dispersione delle letture su lunghezza reale di 3 millimetri .....	46
Figura 30-Modifica al modello.....	47
Figura 31-Numero di mancati allarmi, falsi allarmi e buone letture durante una simulazione .....	47
Figura 32-Falsi allarmi al variare della soglia impostata.....	48
Figura 33-Esempio di report .....	49
Figura 34- Pitch, roll e velocità atterraggio .....	54

Figura 35- Curve di livello fissata la velocità di atterraggio a -2 m/s.....	55
Figura 36- Curve di livello fissato l'angolo di roll a -2°.....	55
Figura 37- Curve di livello fissato il valore dell'angolo di pitch a -2° .....	56
Figura 38-Logica per calcolo sforzo massimo .....	57
Figura 39-Particolare del modello senza SHM.....	58
Figura 40-Particolare del modello con SHM.....	59
Figura 41-Modello con SHM per i danni da impatto e da fatica .....	64
Figura 42-Modello generale senza applicazione SHM.....	64

## Indice delle tabelle

Tabella 1-Risultati della ricerca dell'università della Florida .....	19
Tabella 2-Valori dei parametri della formula di Nasgro .....	35
Tabella 3-Carichi vibratori a alta frequenza .....	36
Tabella 4-Carichi associati alle manovre di volo.....	36
Tabella 5-Rapporti degli sforzo principali con lo sforzo principale della manovra 1 .....	38
Tabella 6-Risultati simulazioni per calcolo t ottimale.....	44
Tabella 7-Risultati simulazione per calcolo soglia ottimale.....	48
Tabella 8-Risultati finali capitolo 3 .....	50
Tabella 9-e deviazione standard dei parametri fondamentali dell'atterraggio .....	60
Tabella 10-Soglie minime .....	60
Tabella 11-Percentuale dei casi che si perdono .....	61
Tabella 12-Risultati delle simulazioni per i danni da impatto .....	62
Tabella 13-Risultati finali .....	65

## **Abstract**

La seguente tesi si occupa di fornire un metodo di valutazione di alcuni benefici potenziali derivanti dall'introduzione di sistemi di Structural Health Monitoring (SHM) per il monitoraggio dello stato di salute delle fusoliere negli elicotteri da guerra. L'introduzione di queste tecnologie permette di modificare le strategie di manutenzione attuali sfruttando i vantaggi intrinseci di una strategia CBM (condition based maintenance).

Vengono studiate in particolare due applicazioni di tali sistemi. La prima riguarda l'applicazione dei sensori a uno dei pannelli considerati più critici per i danni da fatica, andando quindi a valutare i vantaggi in termini di risparmio di ore di manutenzione e di aumento della disponibilità dei velivoli. La seconda invece prevede il monitoraggio dei danni da impatto che si verificano a seguito della manovra di atterraggio. Infine verranno valutati i benefici combinati delle due configurazioni.

Tutti i risultati verranno estrapolati dai report del software di simulazione Arena (Rockwell Software) impiegato per modellare la vita operativa dei velivoli.

Il lavoro di tesi si inquadra in un più ampio progetto pluriennale, chiamato Astinax, che oltre al Politecnico di Milano coinvolge attivamente Thales Alenia Space, Agusta Westland e gli altri attori della filiera.



## **Abstract**

The following thesis provides a valuation method of potential benefits coming from the introduction of Structural health monitoring systems (SHM) in order to monitor the status of fuselages in military helicopters. The introduction of these technologies allows to change the actual maintenance strategies, exploiting the intrinsic advantages related to CBM (condition based maintenance) strategy.

In details two different applications of the previous system are studied in deep. The first one deals with sensors application to one of most critical panels due to fatigue, evaluating thus advantages in terms of maintenance hours savings and increase of vehicle availability. On the other side, the second one enables the monitoring of damages coming from harsh landing. Finally the combining benefits belonging to both scenarios will be evaluated.

All the results will be collected from reports of Arena simulation software (Rockwell Software), used for modeling vehicle operative lifecycle.

This thesis work represent a part of a wider long-term project, named Astinax, which involves actively not only Politecnico of Milano but also Thales Alenia Space, Agusta Westland and the other supply chain actors.

## Introduzione

Il lavoro di tesi che verrà presentato si inquadra in un progetto (chiamato Astinax) più ampio che sta coinvolgendo il Politecnico di Milano in una collaborazione con Thales Alenia Space, Agusta Westland e altre società.

Lo scopo del progetto Astyanax è la definizione di un sistema di Structural Health Monitoring (SHM) affidabile per l'applicazione di uno strumento di bordo in grado di effettuare la valutazione dell'integrità della struttura durante varie situazioni di carico. Due scenari peculiari di applicazioni aeronautiche sono considerati: fatica e danni da impatto negli atterraggi. Il primo consiste nella nucleazione di fratture e la loro successiva propagazione causate da manovre ripetute e carichi vibratori applicati alla struttura. Il secondo si compone di danni da plastificazione che possono sorgere quando le condizioni di atterraggio superano quelli di *design*. Questo evento può essere causato da errori umani, dal movimento dell'area di atterraggio in caso di sbarco su una nave, dal vento, dalle condizioni difficili degli ambienti reali, o dai malfunzionamenti del velivolo.

All'interno del progetto Astianax, iniziando dalla conoscenza numerica di avanzati di fenomeni fisici, e dai dati raccolti dalla rete di sensori, la valutazione della integrità della struttura in entrambi i casi sarà possibile attraverso l'utilizzo di tecniche di elaborazione avanzate, sfruttando simulazioni numeriche. Gli scenari studiati sono infatti molto diversi per molte ragioni: in primo luogo, hanno generalmente bisogno di diversi strumenti numerici, oppure, vengono a verificarsi diverse tipologie di danno. Infatti, un impatto da atterraggio difficile può generare plasticizzazione locale all'interno della struttura, mentre carichi di fatica causano nucleazione e successiva propagazione di cricche.

Lo sfruttamento di tali sistemi è soggetto all'implementazione di un approccio CBM nelle attuali attività operative, in quanto ciò potrebbe consentire un forte aumento di sicurezza con una notevole riduzione dei costi. Costi e benefici relativi all'introduzione del sistema di monitoraggio strutturale a bordo del velivolo consentirà la quantificazione di queste aspettative in termini di riduzione dei costi di manutenzione.

Il Politecnico nella veste del dipartimento di ingegneria meccanica fornirà una consulenza tecnica alle aziende partner partecipando allo sviluppo tecnologico dei sistemi SHM per permettere il loro utilizzo. Oltre a ciò è stato espressamente richiesta una consulenza per una valutazione di fattibilità economica che passa attraverso la creazione di un complesso modello di costi.

Il progetto è appena agli inizi e parallelamente allo studio sulla tecnologia da impiegare si sta procedendo alla raccolta dei dati di input da usare nel modello. Tale processo sta coinvolgendo tutti gli attori della filiera produttiva che racchiude fornitori, progettisti, produttori, clienti e le aziende che si occupano dei servizi di

manutenzione. Molte criticità si stanno incontrando in quanto spesso i dati che il modello richiederà sono molti, difficili da reperire e spesso non presenti.

Tra i numerosi dati in ingresso che il modello di costi richiede si hanno:

- La disponibilità degli elicotteri con e senza l'installazione del sistema SHM.
- Il differenziale tra le ore di manutenzione nei due casi.

Il lavoro di tesi si occupa di partecipare alla valutazione di questi due dati di input e per far ciò si avvale di una serie di dati sulle caratteristiche strutturali e del volo degli elicotteri in possesso del dipartimento. A questi necessariamente vanno aggiunte una serie di ipotesi statistiche, la quale introduzione è causata dalla mancanza di molti dati sulle tempistiche dei vari processi. Tale mancanza è dovuta in parte all'indisponibilità attuale di tali dati e in parte alla riservatezza che rende il processo di trasferimento molto lento.

La presenza quindi di queste problematiche fanno sì che i risultati che verranno raccolti hanno l'obiettivo di dare un ordine di grandezza su quelli che sono i benefici potenziali per i dati di input sopraelencati del modello di costo.

L'elaborato che segue è strutturato in modo tale da fornire un'introduzione agli argomenti teorici, lo stato dell'arte della tecnologia SHM e la strategia di manutenzione CBM che il sistema permetterebbe di implementare, nei primi due capitoli. Nei successivi invece verranno descritte le procedure utilizzate e i risultati emersi frutto delle simulazioni parametriche effettuate.

# 1. Cenni storici e teorici

## 1.1. Filosofie progettuali dagli anni '40 a oggi

Con l'aumento delle prestazioni dei veicoli militari e civili in fase progettuale è stato necessario un utilizzo di materiali sempre più performanti ma soprattutto di spessori delle fusoliere sempre più ridotti. Questo processo ha accelerato l'attenzione dei progettisti sul fenomeno del danneggiamento a fatica dei materiali usati nelle fusoliere in seguito a numerosi incidenti che hanno causato la perdita di numerosi velivoli civili e militari e numerose vite umane coinvolte negli incidenti.

Durante la seconda guerra mondiale e negli anni seguenti l'approccio usato è stato quello denominato *fail safe* che prevedeva l'utilizzo di elementi ridondanti o di specifici accorgimenti che bloccassero la propagazione delle cricche che si venivano a creare durante la vita operativa del velivolo stesso. Ma questa tendenza si chiaramente contrapponeva a quello che era lo sviluppo delle prestazioni richieste. Inoltre nonostante il peso aggiuntivo necessario per assicurare le caratteristiche *fail life* a tutti gli elementi strutturali, la struttura non può volare in presenza di elementi degradati senza rischiare di andare incontro, prima o poi, a un cedimento catastrofico o a un accelerato degrado strutturale.

Successivamente si è sviluppata la filosofia *safe life* che prevedeva prove a fatica sull'intera struttura provocando tempi di servizio che si accorciarono notevolmente causa i fattori moltiplicativi di sicurezza usati (da 2 a 4). Tale approccio però fu rapidamente considerato non utilizzabile in quanto non considerava altri aspetti come la corrosione, difetti di produzione e impatti.

L'approccio più usato che ha sostituito i precedenti per gli evidenti vantaggi è stato chiamato *damage tolerance*. Tale approccio può essere considerato una generalizzazione o un affinamento dell'approccio *fail safe*. La differenza principale consiste nel fatto che l'aspetto della manutenzione e delle ispezioni preventive giocano un ruolo fondamentale. Secondo questa filosofia di progetto, infatti, la struttura del velivolo deve essere progettata in modo da sopportare la presenza di danneggiamenti che, originati da difetti non rilevabili con metodi semplici di ispezione, si siano propagati nell'intervallo di tempo fra due ispezioni successive.

È importante sottolineare che l'approccio *damage tolerance* non ha eliminato gli approcci *fail safe* e *safe life*. Per quanto riguarda il *fail safe*, come si è visto, la *damage tolerance* può essere integrata nell'approccio e può essere considerata un affinamento dell'approccio stesso. L'approccio *safe life*, invece, è alternativo alla *damage tolerance*, ma è ancora seguito per alcuni elementi strutturali. Se le ispezioni non possono essere frequenti, come ad esempio nel caso dei velivoli imbarcati, l'approccio *safe life* può portare a soluzioni più efficienti rispetto all'approccio *damage tolerance*. In generale questo approccio è utilizzato ancora per elementi strutturali per i quali sia impossibile introdurre ridondanza, oppure per quegli elementi

per i quali eventuali danneggiamenti (cricche) non sono individuabili mediante ispezioni, prima che questi non abbiano già raggiunto le dimensioni critiche. Gli sviluppi dei tre diversi approcci sono in qualche modo collegati alla disponibilità di metodi numerici sempre più raffinati e allo sviluppo e messa a punto di nuove procedure per effettuare controlli non distruttivi. Per la filosofia *fail safe* è infatti indispensabile poter calcolare gli stati di sforzi in strutture iperstatiche e in presenza di cedimenti. L'avvento dei codici a elementi finiti ha facilitato questo compito. Nel caso della *damage tolerance*, la possibilità di prevedere le velocità di crescita delle fratture, fornita dai metodi analitici e numerici propri della meccanica della frattura, è di grande importanza nella possibilità di applicare l'approccio limitando a costi accettabili l'attività sperimentale.

Entrando nello specifico dell'approccio possiamo identificare tre fasi ben distinte. Il primo obiettivo è individuare quali sono i punti più critici nella struttura del velivolo andando a vedere quelli che sono i dati storici sui velivoli simili. Per area critica si intende una parte strutturale che, danneggiandosi parzialmente o cedendo, compromette la sicurezza del velivolo e necessita di essere ispezionata. A questo scopo, le considerazioni di maggiore importanza derivano dall'esperienza in servizio di velivoli simili. I risultati dell'analisi strutturale sono anch'essi fondamentali, in quanto permettono di individuare le zone con i più alti livelli di carico. Un'ulteriore considerazione è la facilità di ispezione: le zone più difficili da ispezionare vengono analizzate con maggiore dettaglio. Le aree critiche sono oggetto di una attività di indagine sperimentale e numerica per valutare la crescita di potenziali danni.

Un secondo aspetto della *damage tolerance* è l'individuazione degli spettri di carico. È un aspetto critico e delicato, poiché la propagazione delle fratture è fortemente influenzata dall'effettivo andamento del carico e tali dati sono necessari per compiere prove affidabili o per applicare i modelli previsionali più evoluti sviluppati nell'ambito della meccanica della frattura. Si usano inizialmente gli spettri di carico acquisiti in servizio per aerei di tipologia simile, introducendo assunzioni conservative in assenza di dati certi. In seguito, gli spettri sono aggiornati sulla base di nuovi dati acquisiti in servizio. Vanno raccolti dati sulle raffiche e sugli andamenti temporali delle azioni di taglio e momento nelle ali e nella fusoliera.

Il terzo obiettivo nell'applicazione della *damage tolerance* è l'identificazione della dimensione iniziale del difetto con cui condurre le analisi o le prove di propagazione delle fratture. A causa dell'intrinseca concentrazione di sforzi, le aree critiche sono spesso localizzate nei fori per le giunzioni. Per il tempo di ispezione, quindi, si fa spesso riferimento a tali aree.

Una volta acquisiti gli spettri di carico è possibile iniziare a studiare i limiti operativi attraverso l'utilizzo di modelli analitici. I risultati che derivano direttamente da questa procedura portano all'identificazione degli intervalli tra ispezioni consecutive che possono eventualmente essere modificati in seguito a evidenze riscontrabili direttamente nella vita operativa del velivolo stesso. (1)

## 1.2. Danneggiamento a fatica nei materiali

Durante il tempo di servizio le strutture dei velivoli sono soggette continuamente a cicli di carico non costanti che dipendono sostanzialmente dalle tipologie di manovre e dallo stress conseguente a esse. I carichi che si applicano sono tipicamente molto inferiori al livello soglia sopra il quale si assiste alla deformazione plastica dei componenti o alla rottura istantanea.

Queste tipologie di carichi fanno sì che microscopicamente parlando si generino delle microfratture che con il passare del tempo e quindi con la sopportazione continua di carichi simili fa sì che quest'ultima si trasformi in una cricca di fatica macroscopica. Queste cricche come illustrato più avanti nella teoria di Nasgro crescono sempre più rapidamente fino a causare la rottura definitiva del componente stesso. Esistono anche situazioni in cui i pezzi dalla fabbrica escono già con dei danneggiamenti presenti. In questo caso si parla di propagazione di una cricca già esistente che si distingue dal primo caso in quanto manca la cosiddetta fase iniziale di enucleazione.

Nella Figura 1 si trova un esempio di rottura a fatica nel quale si possono distinguere una zona levigata in cui la presenza della cricca ha provocato uno strisciamento tra le due parti distaccate e una zona più rugosa che rappresenta l'area in cui la rottura definitiva ha provocato lo sfibramento improvviso del materiale.

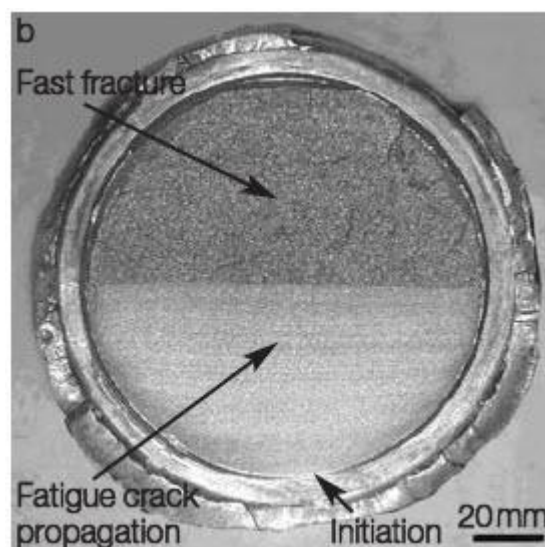


Figura 1-Esempio di una rottura a fatica

I cicli di carico durante l'attività operativa dei velivoli è del tutto random ma per una trattazione quantitativa è necessario che questi siano modellati e si utilizzano tipicamente delle funzioni sinusoidale in cui i parametri utilizzati sono i seguenti:

- Sforzo massimo del ciclo  $\sigma_{\max}$
- Sforzo minimo del ciclo  $\sigma_{\min}$

- Sforzo medio  $\sigma_{med} = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2}$
- La semi-componente alternata dello sforzo nel ciclo  $\sigma_d = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2}$
- Rapporto di sollecitazione  $R = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{min}}$

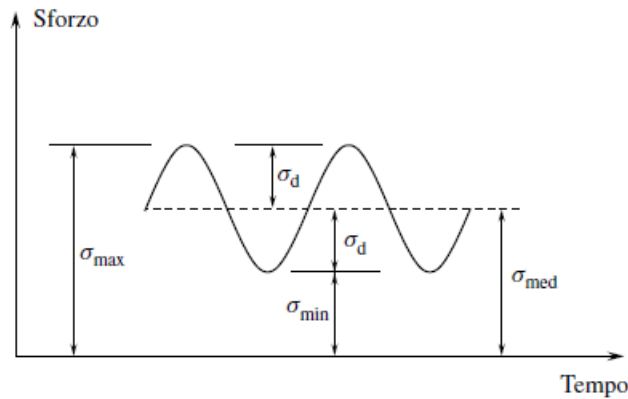


Figura 2-Parametri fondamentali di un ciclo di carico

I profili di carico possono essere, dati i parametri elencati dei seguenti tipi:

- Alternata simmetrica nel caso in cui la  $\sigma_{med}=0$  (Figura 3)
- Pulsatoria allo zero quando la  $\sigma_{min}=0$  e quando l'ampiezza della funzione sinusoidale corrisponde alla  $\sigma_{max}$  (Figura 4)

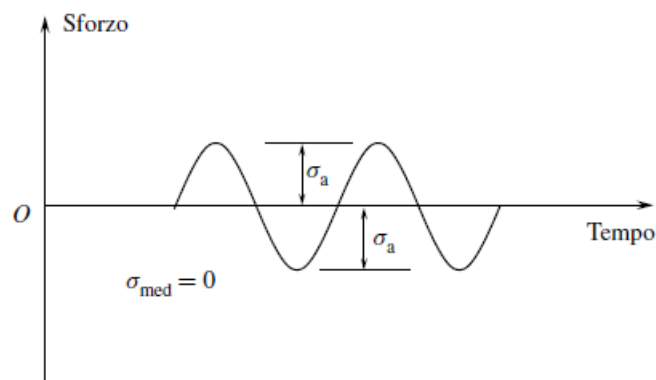


Figura 3-Profilo alternato simmetrico di sforzo

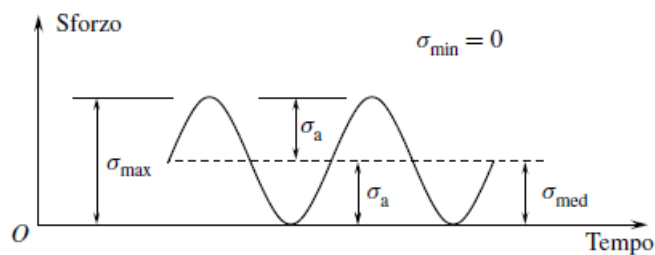


Figura 4-Profilo di carico con pulsatoria allo zero

Colui che per primo ha schematizzato il fenomeno della fatica è stato lo scienziato Wöhler che ha costruito in seguito alle numerose prove sperimentali effettuate il diagramma ampiezza dello sforzo-numero di cicli di carico. Tale diagramma per una più facile lettura è stato in seguito modificato e riportato in scale lineare-logaritmica e doppio-logaritmica come nelle figure che seguono (Figura 5, Figura 6, Figura 7). Lo scopo di questa trattazione è capire quanti cicli di carico sono necessari affinché si verifichi una rottura definitiva in relazione all'ampiezza dello sforzo a cui è soggetto il pezzo oggetto dell'analisi e viceversa.

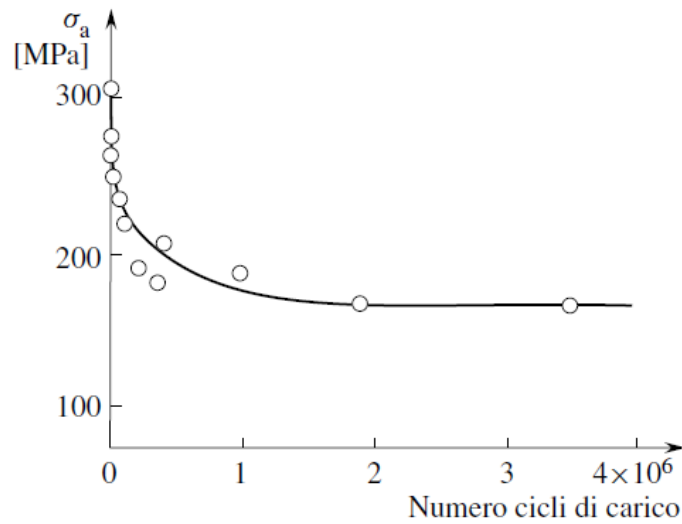


Figura 5-Diagramma di Wohler in scala lineare

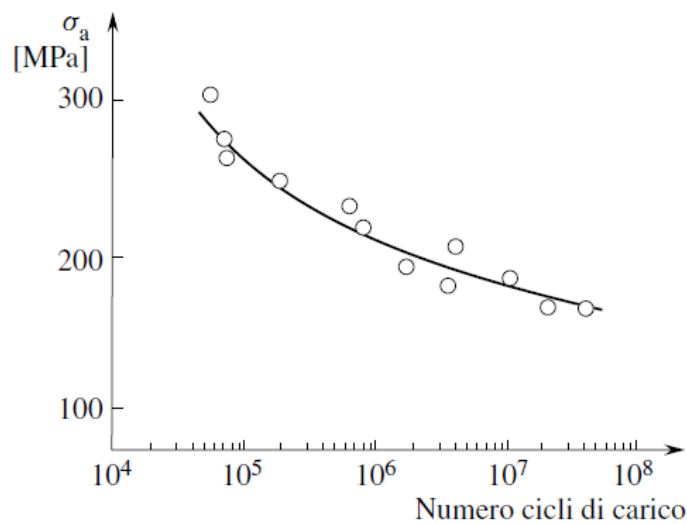


Figura 6-Diagramma di Wohler in scala lineare-logaritmica



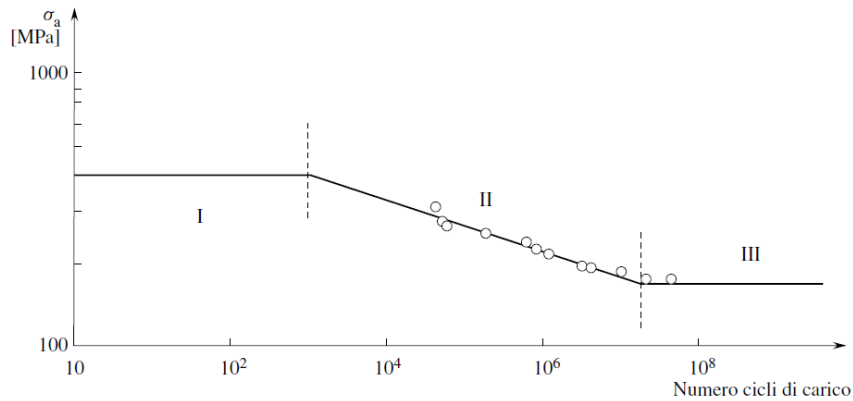


Figura 7-Diagramma si Wohler in scala doppio-logaritmica

Dati i diagrammi si possono evidenziare tre diversi parametri:

- Vita a fatica  $N$  che corrisponde al numero di cicli necessari alla rottura dato un livello di sforzo.
- Resistenza a fatica che corrisponde all'ampiezza di sforzo necessaria affinché la rottura avvenga al dato numero di cicli.
- Il limite a fatica  $\sigma_f$  è il valore di resistenza a fatica sotto il quale non si ha per nessun numero di cicli la rottura del pezzo.
- Sforzo ultimo  $\sigma_{ult}$  che corrisponde all'intersezione della curva con l'asse delle ordinate. Si intende il livello di sforzo che provoca già al primo ciclo di carico la plastificazione del pezzo.

La facile lettura del diagramma in scala doppio-logaritmica permette di distinguere tre regioni:

- La regione I in cui si ha rottura del pezzo per un numero di cicli molto basso (inferiori a  $10^3$ ) a causa delle sollecitazioni troppo elevate.
- La regione II in cui gli sforzi applicati sono inferiori ma si verificano ancora delle rotture.
- La regione III in cui per sollecitazioni inferiori al limite a fatica non si verificano rotture.

Le tre aree sono poco distinguibili l'una dall'altra tanto che in letteratura sono state proposte anche suddivisioni di altro tipo come ad esempio a due regioni (chiamate rispettivamente a basso numero di cicli e a alto numero di cicli).

La teoria di Wöhler non entra nel dettaglio del fenomeno della propagazione della frattura nella fase di post-enucleazione ma si limita a dare uno sguardo d'insieme fino alla rottura definitiva senza considerare le diverse fasi. (2)

### 1.3. Teoria della dinamica della frattura

La propagazione delle fratture in letteratura è stata studiata a fondo e ad oggi si utilizzano software di simulazione che utilizzano una relazione analitica molto complessa chiamata l'equazione di Nasgro sviluppata da Forman e Newman della compagnia spaziale americana (Nasa). L'equazione è la seguente:

$$\frac{da}{dN} = c \left[ \left( \frac{1-f}{1-r} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left( 1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left( 1 - \frac{K_{max}}{K_c} \right)^q} \quad (1)$$

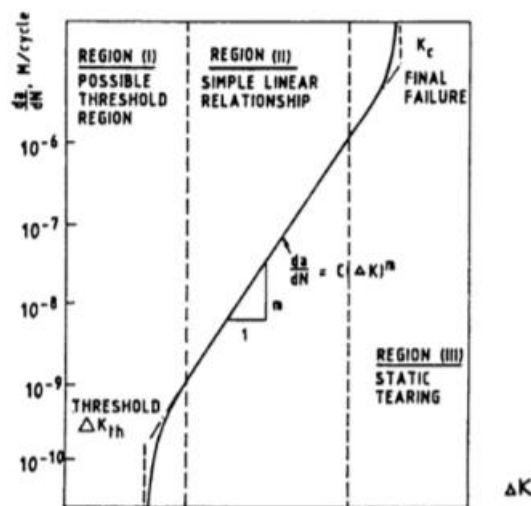


Figura 8-Curva tipica della velocità di propagazione in funzione di  $\Delta K$

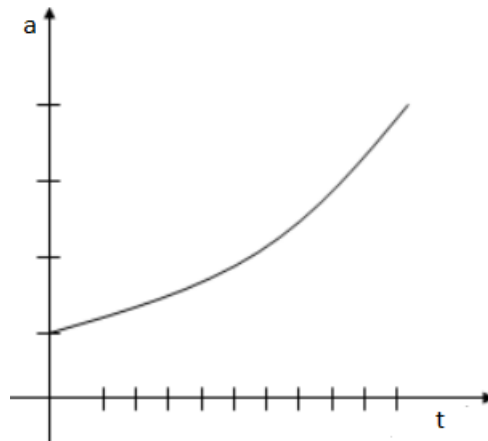


Figura 9-Tipico andamento della lunghezza della frattura nel tempo

Dalla Figura 8 si evince come esistono dei valori particolari di  $\Delta K$  dove la curva ha due asintoti verticali. Sotto il valore  $\Delta K_{th}$  gli sforzi applicati sono troppo bassi affinché si possa assistere a un'ulteriore propagazione della frattura. Sopra il valore  $K_c$  invece la velocità diventa talmente alta che si assiste alla rottura definitiva. Si possono inoltre definire tre differenti regioni:

- Regione I (*possible threshold region*) in cui i valori di  $\Delta K$  sono molto vicini al  $\Delta K_{th}$ .

- Regione II (*simple linear relationship region*) in cui la curva ha un andamento approssimabile a un andamento lineare.
- Regione III (*tearing region*) per valori che si avvicinano al  $K_c$  e dove quindi si assiste a velocità di propagazione che fanno impennare la curva fino a raggiungere il suo asintoto.

Per comprendere meglio come e perché la velocità di propagazione varia è necessario andare a capire il significato dei vari parametri:

- $K$  chiamato anche *stress intensity factor* è un parametro che dipende dalla lunghezza  $a$  della frattura stessa. Per semplificare la trattazione immaginiamo un pannello come riportato in fig 9. Al centro notiamo una frattura. La teoria della dinamica della frattura afferma che alle due estremità della frattura il valore dello sforzo applicato viene incrementato di un fattore,  $K$ , in quanto tutto lo sforzo che si applicherebbe ove non fosse presente la frattura va applicato in questi due punti ben precisi.

$$\sigma_{apice} = K \sigma \quad (2)$$

Dove:

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3)$$

dove  $\beta$  è un parametro che dipende dalla geometria. Siccome nella trattazione proposta il profilo degli sforzi è di tipo sinusoidale è necessario quindi calcolare il  $K_{max}$  e il  $K_{min}$  corrispondenti ai valori di  $\sigma_{max}$  e  $\sigma_{min}$ .

$$K_{max} = \beta \sigma_{max} \sqrt{\pi a} \quad (4)$$

$$K_{min} = \beta \sigma_{min} \sqrt{\pi a} \quad (5)$$

Il valore  $\Delta K$  è la semplice differenza tra i due valori.

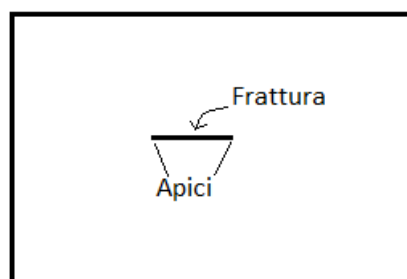


Figura 10-Esempio di pannello

- $C, p, q, n$  sono parametri sperimentali
- $F$  chiamato *crack opening function* è definito come segue:

$$f = \frac{K_{op}}{K_{max}} = \max(R, A_0 + A_1R + A_2R^2 + A_3R^3) \quad \text{se } R \geq 0 \quad (6)$$

$$f = \frac{K_{op}}{K_{max}} = A_0 + A_1R \quad \text{se } -2 \leq R \leq 0 \quad (7)$$

dove  $K_{op}$  (*opening stress intensity factor*) è il valore di K quando la frattura inizia a propagare. Gli altri coefficienti sono calcolati come segue:

$$A_0 = (0.825 - 0.34\alpha + 0.05) \left[ \cos\left(\frac{\pi S_{max}}{2\sigma_0}\right) \right]^{\frac{1}{\alpha}} \quad (8)$$

$$A_1 = (0.415 - 0.071\alpha) \frac{S_{max}}{\sigma_0} \quad (9)$$

$$A_2 = 1 - A_0 - A_1 - A_3 \quad (10)$$

$$A_3 = 2A_0 + A_1 - 1 \quad (11)$$

In queste equazioni  $\sigma$  viene chiamato stress constraint factor mentre  $S_{max}/\sigma$  è la massima sollecitazione applicata alla tensione di flusso.

- Il coefficiente  $\Delta K_{th}$  (threshold stress intensity factor) è approssimato dalla seguente funzione empirica:

$$\Delta K_{th} = \frac{\Delta K_0 \left(\frac{a}{a+a_0}\right)^{\frac{1}{2}}}{\left(\frac{1-f}{(1-A_0)(1-R)}\right)^{(1+c_{th}R)}} \quad (12)$$

Dove  $c_{th}$  e  $a_0$  sono un coefficienti empirici e  $\Delta K_0$  è il valore di  $\Delta K$  quando R vale 0.

- $K_c$  è definito da un'equazione al cui interno si nota la dipendenza dallo spessore dei pannelli analizzati t:

$$K_c = \left(1 + B_k e^{-\left(\frac{A_k t}{t_0}\right)^2}\right) K_{ic} \quad (13)$$

dove:

$$t_0 = 2.5 \left(\frac{K_{ic}}{\sigma_{ult}}\right)^2 \quad (14)$$

dove  $\sigma_{ult}$  è lo sforzo massimo sopra il quale si assiste alla deformazione plastica alla prima applicazione. Gli altri sono tutti parametri empirici.

## 2. CBM e SHM

### 2.1. Condition based maintenance

L'approccio CBM in tutte le sue accezioni è vitale oggi per gli attuali sistemi complessi nell'industria, nei velivoli aerospaziali, nelle navi militari e civili, nel settore automobilistico e altrove. Le comunità industriali e militari sono concentrate sui sistemi critici e sull'affidabilità e disponibilità delle componenti di tali sistemi. Gli obiettivi sono sia massimizzare i tempi di attrezzaggio che minimizzare i costi operativi e di manutenzione. Se il numero di occupati scendono e le attrezzature sono più complesse gli schemi di una manutenzione intelligente devono rimpiazzare i sistemi di manutenzione preventiva vecchi e ad alta intensità di manodopera per assicurare che i processi operativi continuino a funzionare. Mentre l'efficacia di rilevamento e isolamento dei guasti continuano a migliorare su queste applicazioni i requisiti di prognosi sono ancora più ambiziosi e presentano sfide sempre più difficili per i team di progettazione.

Un significativo cambiamento nel paradigma è chiaramente avvenuto nel mondo dei complessi sistemi di manutenzione. La figura 10 mostra un analogia tra quali sono le possibilità consentite dagli odierni strumenti di manutenzione intelligente a confronto con il superato approccio di rilevamento di un problema di sicurezza utilizzato nelle miniere di carbone. Il vecchio approccio consisteva nel posizionare un canarino nella miniera stessa e quando quest'ultimo moriva si capiva che i livelli di metano nella miniera erano diventati critici e che il rischio di incendi era eccessivo. Il nuovo approccio consisterebbe invece nel monitorare in tempo reale con le tecnologie attuali l'andamento dello stato di salute del canarino stesso e avere una indicazione sul livello di pericolosità della miniera molto prima che la situazione diventi critica. Oltre che capire in anticipo l'imminente pericolosità si può anche calcolare il tempo effettivo ancora a disposizione in regime non critico e anche riusare il canarino stesso (Figura 11).



Figura 11-Vecchio e nuovo approccio a confronto

La prognosi è uno degli aspetti più sfidanti dei moderni approcci CBM. Ha la potenzialità per apportare benefici sia ai costi operativi e di supporto che ai costi totali nell'intero ciclo di vita dei sistemi oltre a migliorare la sicurezza. L'evoluzione di queste metodologie ha permesso che la prognosi preventiva sia diventata tecnicamente fattibile. Esplorando la grande mole di dati che i sistemi di monitoraggio attuale

restituiscono, molte caratteristiche sulla salute dei velivoli sono dedotte in maniere mai immaginate prima. Queste informazioni con analisi matematiche sono trasformate in conoscenza e consentono di prendere delle decisioni più corrette durante la gestione operativa. Più nello specifico i progettisti hanno compreso come diagnosticando in anticipo i problemi e ottenendo una corretta prognosi sulla vita residua possono utilizzare a pieno i sistemi conoscendo il momento esatto in cui si avranno le rotture definitive. Per questo motivo si avranno delle drammatiche riduzioni in tempi di fermo per le manutenzioni e una susseguente riduzione sui *life-cycle costs*.

Se si chiedesse agli utilizzatori di velivoli o ai manutentori quali sono i bisogni primari quest'ultimi potrebbero non dare delle risposte univoche. Quello che in realtà è di vitale importanza è che non ci siano sorprese, ovvero che siano in grado di prevedere accuratamente gli stati di salute futuri e anticipare susseguentemente azioni di manutenzioni prima di essere sorpresi da eventi catastrofici. L'anticipare il futuro e implementare aggressive strategie di manutenzione sono due principali abilitatori per la CBM.

Per capire il ruolo della prognosi predittiva bisogna prima di tutto capire la relazione tra la capacità di prognosi e di diagnosi. Visionare la progressione di un danno su una linea temporale dal danno iniziale alla completa rottura può aiutare in questo senso. La Figura 12 mostra questa linea temporale che inizia con la fase in cui si ha un buono stato di funzionamento. Tale periodo si completa con l'apparizione di un danno incipiente. Da questo momento inizia la vita residua del sistema a fronte di un'utilizzazione continuativa che passa prima attraverso la rottura di uno dei componenti (ma che permette ancora l'utilizzo) fino al verificarsi del guasto definitivo.

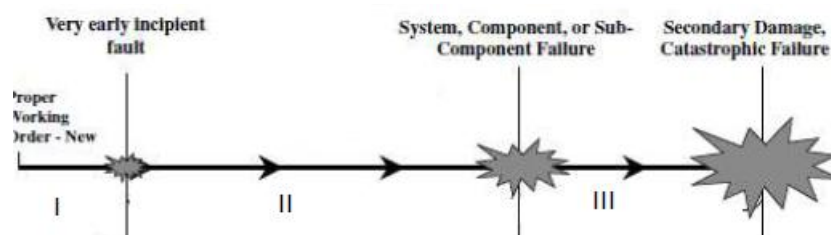


Figura 12-Rappresentazione su una linea temporale della vita di un sistema

Le capacità diagnostiche tradizionalmente sono state applicate solo nella regione III del ciclo di vita. Le moderne tecnologie invece permettono le identificazioni fino dall'apparizione dei danneggiamenti anche a livello microscopico. Allo scopo di massimizzare i benefici sopra elencati le manutenzioni spesso saranno ritardate fino al verificarsi del guasto di sistema (o di un componente o di un sottocomponente) a differenza del regime a manutenzioni preventive che basandosi su metodi analitici o statistici costringe i sistemi a manutenzioni molto anticipate rispetto all'effettiva rottura per mantenere probabilità di accadimento molto basse. Proprio questa differenza giustifica investimenti in questo tipo di strategia.

Inoltre gli operatori dei sistemi (come un pilota di un velivolo) possono giovare di un' aumentata sicurezza dovuta a questi sistemi di prognosi che danno un' indicazione puntuale sul livello dei guasti subiti dai sistemi.

Un programma di CBM consiste in tre *step* chiave:

- Acquisizione dei dati è il processo di raccolta e immagazzinamento dei dati utili dagli *asset* fisici. Questo processo è essenziale nell'implementazione di un programma CBM per la prognosi e la diagnosi di difetti nei macchinari (o danni quando sono causati da uno o più difetti). La raccolta dei dati può essere catalogata in due tipologie principali: i cosiddetti dati eventi e i dati di monitoraggio delle condizioni. I dati eventi includono le informazioni su cosa è accaduto (installazioni, tempi di fermo, le revisioni e quali sono state le cause) e cosa è stato fatto (riparazioni minori, manutenzioni preventive, cambio di olio e altri) su gli *asset* fisici considerati. I dati di monitoraggio delle condizioni, invece, sono le misurazioni legate allo stato di salute dell'*asset*.
- Processamento dei dati raccolti al punto 1. Consiste nella pulizia dei dati da rumori e errori, e successivamente l'analisi attraverso appropriati algoritmi. Lo scopo è computare una misura o un insieme di misure strettamente correlate allo stato di salute del componente, sistema o sottosistema.
- Fase di *decision making*. Un supporto efficiente alle decisioni potrebbe essere cruciale per il personale di manutenzione in intraprendere azioni di intervento.

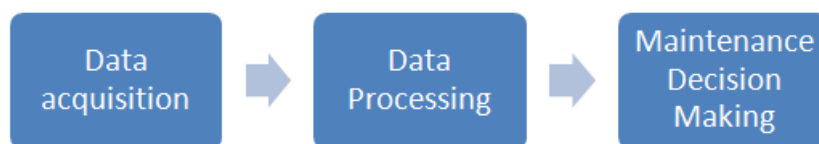


Figura 13- I tre step di un programma CBM

Diagnostica e prognostica sono due aspetti importanti nel CBM. La prima affronta la rivelazione, l'isolamento e l'identificazione del danno quando occorre; la rilevazione ha lo scopo di dare un' identificazione su quando l'evento accade, l'isolamento dove e l'identificazione quali sono i motivi. La prognostica invece tratta della predizione del guasto prima che questo accada, ovvero stima quanto presto e con quanta probabilità avverrà. Quindi sono due fasi temporalmente distinte, ma la prognostica non sarebbe possibile senza l'approccio CBM. Benché la prognosi sia possibile solo in regime di CMB questo non implica che anche la fase diagnostica possa far parte della strategia in quanto il tutto dipende dal sistema che si sta analizzando. Infatti se la terza fase della figura 10 risulta molto lunga allora le nuove tecnologie possono essere usate anche qui con netti vantaggi sulle strategie tradizionali.

### 2.1.1. Applicazione di una logica CBM alla logistica delle parti di ricambio

La logica presentata nel seguito è stata sviluppata per individuare e ordinare le parti necessarie in modo che siano disponibili quando necessario. Questo processo può essere guidato da dati di stato di salute forniti da un sistema apposito (come ad esempio l'SHM). In particolare, la parte che dovrebbe danneggiarsi irrimediabilmente sulla base della prognosi disponibile viene identificato. Ciò si traduce in una comunicazione in anticipo verso il supporto logistico. Se la parte non è disponibile, una nuova parte può essere ordinato automaticamente. Nelle applicazioni aeronautiche queste attività possono essere compiute mentre il velivolo è in volo, riducendo drasticamente il *mean time between failure* (MTTR).

Sistemi di prognosi e di gestione della salute moderni possono interfacciarsi con il sistema informativo logistico. Tale interfaccia può avviare le attività del sistema di gestione della *supply chain* per fornire in tempo richiesto pezzi di ricambio, fornire una pianificazione per eseguire la manutenzione necessaria, e altro.

Avere un approccio prognostico in grado di stabilire il momento esatto in cui il guasto dovrebbe accadere non implica che il dato sia talmente preciso da prendere una decisione troppo restrittiva. Una soluzione accettabile è quella di ottenere da una distribuzione la vita residua attesa ed i limiti inferiore e superiore che racchiudono una zona in cui statisticamente il danno si verifica (Figura 14). Quando si cerca, ad esempio, l'ultimo punto nel tempo per la manutenzione di un componente che non è danneggiato in un particolare momento, e che arriverà con probabilità del 95% prima della fine della vita del componente, si può stabilire il tempo di anticipo come limite inferiore dell'integrale della funzione di densità di probabilità che ha come risultato 95%. Questo punto è il cosiddetto Just- In-Time Point ( JITP ), e definisce l'intervallo di tempo di consegna (LTI), come la distanza dal *current time*. Questa strategia impone il limite superiore ad un tempo idealmente infinito. È possibile cambiare LTI, per ottenere una certa sicurezza.

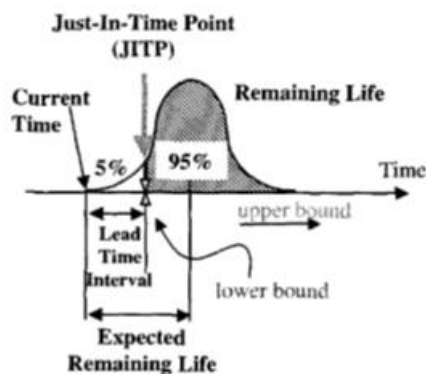


Figura 14-Massimo lead time con confidenza del 95%

### 2.1.2. Benefici dell'approccio CBM

Recentemente, sono stati fatti grandi sforzi di ricerca nel campo del monitoraggio strutturale. Il mondo industriale è interessato a questo principalmente per vantaggi economici ottenibili. Tuttavia, l'applicazione



di tali sistemi può garantire un notevole aumento della sicurezza delle strutture, portando ad un forte interesse delle organizzazioni che si occupano delle normative. La realtà è che l' applicazione di un sistema come l'SHM (che attiva una strategia di CBM) può presentare vantaggi in vari campi e in differenti maniere.

Questi vantaggi sono fortemente dipendenti dalla loro applicazione e dal sistema stesso. Benché molti dati diversi possono essere raccolti, il sistema può essere non pienamente sfruttato. In particolare, è possibile distinguere le capacità del sistema di monitoraggio in:

- rilevamento dei danni;
- localizzazione del danno;
- prognosi.

È abbastanza evidente che, in funzione del numero di capacità sviluppate, diverse possibilità si presentano. Così, a seconda della particolare applicazione, non tutti i benefici possono essere raggiunti. Ad esempio, in alcuni studi [(9),(10),(11)], i vantaggi economici sono valutati solo in termini di riduzione dei tempi e dei costi di controllo, limitando il sistema a applicazioni diagnostiche.

Una stima di vantaggi economici è strettamente legato alle azioni di manutenzione effettuate durante il ciclo di vita di un componente. In particolare è necessaria una profonda comprensione di ciascuna prestazione ottenibile mediante l'applicazione del sistema ad un componente specifico. E' possibile distinguere in vantaggi monetari, benefici non monetari e benefici ingegneristici.

Tra i vantaggi monetari, la riduzione dell'utilizzo di componenti di ricambio può essere ottenuta mediante la diagnosi accurata di problemi. Ciò consentirà di ridurre il numero di rimozioni di parti senza danno in seguito alle ispezioni a terra. Si possono anche ridurre in molti modi la manodopera di manutenzione indiretta:

- minor numero di rimozioni di parti non danneggiate.
- meno tempo speso per le ispezioni a terra perché il sistema SHM dovrà stabilire se esiste un problema.
- meno tempo sarà speso a diagnosticare e isolare il danno perché il sistema eseguirà queste funzioni automaticamente.
- meno tempo trascorso a verificare se la riparazione è avvenuta con successo perché tale indicazione è derivabile dal sistema SHM.
- dal momento che ci saranno meno interventi di riparazione a causa della riduzione di situazioni in cui non si trova nessun danno, ci saranno anche meno danni involontariamente fatto da manutentori durante le operazioni di rimozione e sostituzione.

- viene ridotta la necessità ai manutentori di impostare e utilizzare apparecchiature di *testing* a terra perché il sistema fornirà la diagnostica *on board* e l'isolamento dei guasti;

Tutti questi contribuiscono a ridurre i MTTR e infine ad una riduzione del numero di manutentori necessario a supporto dei velivoli.

La riduzione della manodopera di manutenzione indiretta e le riduzioni dei costi di formazione sono una conseguenza delle riduzioni di manodopera di manutenzione diretta.

La conseguenza del calo medio dei tempi di riparazione, a causa delle migliorate capacità di isolamento dei guasti, e idealmente della conoscenza esatta del luogo del danno, è l'aumento della disponibilità e dell'affidabilità del sistema. Inoltre riducendo riparazioni, rimozioni e ispezioni inutili, e, in caso di un supporto logistico PHM guidato, si abbatta la probabilità che le parti di ricambio vadano in stock-out.

Sorgono inoltre delle riduzioni del tasso di incidenti, perché il sistema di prognosi dell'SHM ha la capacità di prevedere i guasti in termini di durata residua fornendo così l'opportunità di rimuovere in modo più sicuro la parte. Si noti che questo vantaggio non può essere raggiunto se altrimenti, durante una condizione di progettazione del sistema, si sceglie di aumentare le prestazioni risultanti mantenendo la sicurezza allo stesso livello. Questo approccio comunque è previsto, in particolare nei sistemi aeronautici, per andare incontro ai problemi di certificazione.

Accanto alla difficoltà pratica di stabilire una dimensione al problema, in termini di numero di parti studiate, se di studiare l'intero velivolo o un insieme di essi, e la ben nota difficoltà di valutare parametri economici fondamentali, ulteriori complicazioni sorgono per la presenza di alcuni vantaggi che non sono strettamente quantificabili economicamente. Tra quelli che possono essere classificati come benefici ingegneristici abbiamo:

- Validazione della progettazione e dei modelli di test di ingegneria: un grande riscontro per la progettazione e l'ingegneria e viene dall'insieme dei dati storici. I dati empirici aggiungono fondamentali informazioni ulteriori per la conoscenza reale delle prestazioni di progettazione e ingegneria. Quindi possono essere usati contemporaneamente ai vecchi modelli di progettazione per la valutazione, l'aggiornamento e la valorizzazione dei criteri del sistema di performance.
- La risposta effettiva del componente in condizioni operative: è noto che è praticamente impossibile riprodurre le condizioni reali che subisce un componente durante il normale funzionamento. Le analisi di laboratorio spesso non sono sufficienti a determinare lo stato strutturale di un componente in condizioni di esercizio, ancor più in condizioni particolari come le condizioni ambientali estreme. Quindi i dati ottenuti possono essere utilizzati per comprendere e controllare molto meglio il comportamento, le prestazioni e la condizione dei componenti in condizioni reali.
- Il miglioramento della progettazione dei futuri modelli: i dati ottenuti possono essere facilmente utilizzati per migliorare la progettazione dei modelli futuri, così come anche è evidente dai due

punti precedenti. Ad esempio , le relazioni funzionali tra i dati sulle prestazioni reali desiderati e le prestazioni possono essere utilizzati per isolare migliorie progettuali in specifici sistemi futuri.

- Analisi forense di anomalie strutturali: I sistemi SHM sono soggetti agli allarmi mancati. Chiaramente è possibile ridurre al minimo quegli eventi ma sarà impossibile evitarli completamente. Quindi, quando si verifica un guasto o un malfunzionamento, un'attenta analisi dei dati derivanti dal sistema SHM possono essere utilizzati in primo luogo per migliorare il sistema stesso e di trovare la causa principale del danno grave. Inoltre, questi dati possono essere utilizzati insieme alle informazioni contenute nei registratori dei dati tecnici di volo e quelli vocali in indagini forensi.
- L'estensione della tecnologia per l'analisi durante l'attività operativa di anomalie strutturali: quando i nuovi componenti strutturali sono realizzati con sensori al loro interno, questi possono essere potenzialmente utilizzati per monitorare e quindi ottimizzare e semplificare il processo di fabbricazione. In particolare si possono assicurare migliori prestazioni di progettazione, interrogandoli nella linea di produzione per le anomalie durante i processi, riducendo i tempi di progettazione di processo, incrementando la produttività e il rendimento di processo.

Contemporaneamente ai vantaggi intrinseci derivanti dall'introduzione di questi sistemi si hanno dei costi aggiuntivi:

- Costi di investimento. Questi costituiscono la maggior parte dei costi ulteriori. Le principali voci sono:
  - Costi di sperimentazione.
  - Spese di R&D. Si noti che la definizione di un approccio stabile ed efficiente può abbassare i costi in futuro.
  - Sviluppo di sistema ( infrastruttura IT , hardware, software , integrazione di sistemi.
  - *Process reengineering.*
- Costi variabili del sistema: il sistema SHM , e in generale tutti i sistemi di supporto CBM hanno un costo variabile associato da essere preso in considerazione.
- Mancati allarmi: la rilevazioni mancate possono causare grandi problemi quando si verifica l'errore vero e proprio. Essi possono causare manutenzioni inaspettate e mancanza dei relativi pezzi di ricambio( livelli di inventario possono essere ridotti attraverso l'utilizzo di PHM e quindi la probabilità di avere il pezzo è inferiore). Gli allarmi mancati riducono significativamente la fiducia dell'utente nel sistema.
- Falsi allarmi: essi causano manutenzioni non necessarie necessaria, con tempi morti correlati, traslochi inutili , ecc. Eventi simili, anche se sono abbastanza rari, possono anche essi ridurre la fiducia dell'utente nel sistema.

Gli allarmi mancati sono strettamente correlati alla percentuale di tipi di guasto coperti dalla particolare tecnologia, o dalle tecnologie, utilizzate nel componente finale o nel velivolo. Nell'analisi economica preliminare è possibile considerare l'applicazione del sistema SHM all'intero sistema o ad un singolo componente, con conseguenti modifiche nella copertura di tutte le modalità di guasto. In realtà, si può cominciare a considerare queste due situazioni limite, ma in generale l'ottimo economico si trova tra di loro. Come decidere su quali componenti sviluppare una tecnologia adeguata e quale è il grado di prestazioni richieste può essere un grosso problema in uno studio preliminare. Molte volte una copertura completa può richiedere, per esempio, un elevato numero di sensori. Forse in questa direzione l'affidabilità dei sistemi SHM è un limite stesso difficilmente superabile. (3)

Per fornire dei dati numerici su quali possono essere i vantaggi dell'applicazioni di tecnologie che abilitano la CMB si propone uno studio effettuato all'università della Florida. In particolare si riferisce a un sistema di sensoristica applicato a degli aeroplani e vengono messe a confronto le strategie di manutenzione preventiva e quella basata sull'utilizzo delle informazioni ricavate dal sistema di sensori. Nella Tabella 1 sono riassunti i risultati. (4)

<b>Tipo</b>	<b>Numero di fermi per l'aeroplano</b>	<b>Percentuale di pannelli riparati</b>
<b>Configurazione a manutenzione preventiva</b>	10	1,3
<b>CMB</b>	2,3	1,4

Tabella 1-Risultati della ricerca dell'università della Florida

## **2.2.Condition based maintenance per gli elicotteri**

Oggi giorno, la sicurezza strutturale degli elicotteri è garantita da profonde analisi sulla fatica nella fase di progettazione e una chiara schedulazione delle ispezioni durante la vita del velivolo. Comunque la progettazione e la manutenzione sono più importanti e più complesse rispetto agli aeromobili. Tale particolarità è dovuta a due caratteristiche:

- Lo spettro di carico che è composto da un numero di cicli a alta frequenza derivanti dalla rotazione dei rotori.
- La bassa velocità di impatto con suolo derivante dagli ambienti ostili in cui si va a operare.

Questo tipo di carichi a alti danneggiamenti a fatica in poco tempo o a rapide propagazione delle fratture per difetti accidentali o per danneggiamenti durante le missioni. Per questi motivi l'applicazione di procedure CMB non è stato un tipico approccio usato per via degli intervalli di ispezione molto brevi. La normativa della Federal Aviation infatti sottolinea come la determinazione del reale utilizzo operativo è una questione fondamentale, come per la progettazione di tutti i velivoli, ma ancora più critica nel caso di elicotteri. Effettivamente, la adozione di ridondanza e bassi livelli di stress è raccomandata ma non può sempre essere adottata. Comunque, a causa della difficoltà di prevedere i carichi e i danni accidentali, un metodo affidabile per rilevare ogni danno, e allo stesso tempo, predire la vita residua dei componenti, di una parte o dell'intero velivolo potrebbe aiutare a prevenire guasti e aumentare l'affidabilità e la disponibilità del velivolo stesso. Non risulta comunque semplice in quanto l'intero meccanismo è influenzato da numerose variabili caratterizzate da diverse distribuzioni stocastiche. In particolare il fattore chiave è avere a disposizione di un sistema di rilevamento e monitoraggio il più affidabile possibile affinché la perdita di disponibilità per la sua inaffidabilità deve essere minore dei vantaggi che apporta allo scopo di essere economicamente conveniente. (5)

## 2.3. Structural Health Monitoring

Il concetto di SHM coinvolge in generale l'osservazione durante un periodo di tempo di un sistema usando le misure periodicamente campionate da una serie di sensori, l'estrazione di determinate caratteristiche riguardanti lo stato di danneggiamento da queste misure e l'analisi statistica di queste caratteristiche per determinare l'attuale stato di salute del sistema. Per SHM a lungo termine, il risultato del processo è aggiornare periodicamente le informazioni riguardanti l'abilità della struttura di performare la sua funzione prevista alla luce dell'inevitabile invecchiamento e degradazione derivante dagli ambienti in cui si trova a operare.

In termini più generali, il danneggiamento strutturale può essere definito come un cambiamento introdotto in un sistema che influisce negativamente sulla sua performance. È implicito in questa definizione il concetto che il danneggiamento non è significativo senza una comparazione tra due differenti stati del sistema, uno dei quali si assume essere lo stato iniziale del sistema, in cui non esiste il danneggiamento. Una cricca che si forma in una parte meccanica produce un cambiamento nella geometria che altera la caratteristica di rigidità della parte. In base alla dimensione e alla posizione della cricca e dei carichi applicati al sistema, gli effetti avversi di questo danno possono essere immediati o manifestarsi dopo un periodo di tempo. Premessa di base di molti metodi di rilevamento è che il danno modifica la rigidità, la massa o le proprietà di dissipazione dell'energia, che a sua volta modifica la risposta dinamica misurata sul sistema. Benché le basi per il rilevamento dei danni appaiono intuitive, la sua effettiva applicazione pone delle sfide tecnologiche molto importanti.

La sfida cruciale è che il danneggiamento è tipicamente un fenomeno locale e potrebbe non influenzare significativamente la risposta globale della struttura che è normalmente misurata durante i test vibratorii. Un'altra fondamentale sfida è che in molte situazioni il rilevamento del danno deve verificarsi in modalità di apprendimento non supervisionato e ciò implica che i dati provenienti dal sistema danneggiato non sono disponibili per tutti i danni possibili. Le variazioni ambientali e operazionali, come ad esempio temperature, umidità e condizioni di carico influenzano la risposta dinamica, complicando ancora di più l'interpretazione dei possibili danneggiamenti.

Il sensore ideale per la rilevazione dei danni dovrebbe avere le seguenti proprietà:

- Essere sensibile alla proprietà misurata
- Essere insensibile alle altre proprietà
- Non influenzare la proprietà misurata.
- Essere lineare nel range di misurazione della proprietà misurata.

Ci sono diversi principi di rilevamento disponibili per la rilevazione meccanica. Questa gamma va da una ben consolidata tecnologia come quella degli estensimetri a altre più innovative e inesplorate come dispositivi per la rilevazione basata sui nano-materiali. Basandosi sulle conoscenze, sulla letteratura e le informazioni disponibili dai venditori di queste tecnologie, i seguenti candidati sono valutati: estensimetri, misuratori di cricche, sensori a correnti parassite, sensori a fibra ottica, a caduta di potenziale, dispositivi MEMS e sensori meccanici basati su onde che includono sistemi di sensori piezoelettrici, a ultrasuono, a onde Lamb e a emissione acustica. Nel seguito sono descritti due delle più innovative e rilevanti tipologie.

### **2.3.1. Estensimetri**

L'obiettivo di un sistema di sensori esteso dovrebbe fornire un rapido sistema di allarme che la fatica nel materiale è in evoluzione. L'attenzione è quindi sui sensori di deformazione poiché la formazione di cricche di solito deriva da eccessi di sforzi. Benché ci siano diversi metodi per la misurazione degli sforzi, il più comune è usare un estensimetro, un dispositivo la cui resistenza elettrica varia in proporzione alla quantità di sforzo sul dispositivo. Il più usato di questi è l'estensimetro a legante metallico. Un sistema basato su reticoli di Bragg in fibra (*fiber Bragg gratings* o FBGs) è di nuovo un sistema di sensori che è in grado di mostrare la mappa di sforzo sulla struttura. Questi sensori, facilmente e economicamente incorporabili dentro i laminati senza influenzare significativamente le proprietà meccaniche dei materiali che li ospitano, hanno diversi vantaggi come:

- Basso peso.
- Basso consumo di potenza elettrica (meno di 1 W è necessario per alimentare il filtro e la sorgente ottica SLED).
- Immuni alle interferenze elettromagnetiche.
- Lunghi cicli di vita.
- Alta sensibilità.
- Non necessitano di calibrazioni iniziali e in servizio.
- Caratterizzati da una perdita di segnale molto bassa.
- I costi sono ridotti data la loro ampia diffusione.
- Possono essere messi in serie e quindi diventare interessanti perché localizzano il danno attraverso l'analisi dell'intero network.

I continui miglioramenti tecnologici su questi sensori rende possibile la loro utilizzazione anche in ambienti ostili tipici degli elicotteri. Comunque esistono diverse sfide che devono essere affrontate allo scopo di costruire un sistema basato su sensori FBGs da un punto di vista pratico. Prima di tutto, una fibra per lo scopo del sensore (all'interno della quale è inserito il reticolo di Bragg) consiste in una fibra circolare di vetro circondata da un sottile e resistente rivestimento protettivo come per esempio la poliammide.

Quando questa è integrata con una superficie che è piatta (o quasi piatta) con un adesivo, l'area di contatto è molto piccola e il processo di incollaggio è critico allo scopo di assicurare un corretto trasferimento dello sforzo. Variazioni nel fissaggio del sensore alla superficie può facilmente comportare variazioni nelle risposte dei sensori e difficoltà di interpretazione dei risultati misurati. Per risolvere queste problematiche sono presenti delle procedure ad hoc.

### 2.3.2. The SMART Layer

The SMART Layer, sviluppato da Accellent Technologies rappresenta una valida alternativa per il monitoraggio dell'integrità strutturale di strutture metalliche e composite. Consiste in un'insieme di sensori piezoelettrici collegati tra loro inseriti in una sottile membrana dielettrica, in modo tale da eliminare il bisogno di installare singolarmente ogni sensore. Un segnale diagnostico predefinito può essere trasmesso da uno di questi sensori. Questo viaggia attraverso la struttura monitorata come onde acustiche superficiali ed è catturato dai sensori vicini. Ogni sensore può funzionare sia come attuatori che come rilevatore andando a creare una moltitudine di coppie di sensori-attuatori (vedi Figura 15). Cercando nella modulazione del segnale trasmesso, le informazioni sulla salute strutturale dell'oggetto possono essere estratte. Le informazioni possono riguardare parametri come il carico, la delaminazione, formazione e crescita di una cricca e corrosione. Questa tecnologia è stata testata nel monitoraggio della salute e della condizione di diverse strutture tra cui aeroplani, rotorcraft, condutture, ponti, turbine a vento e automobili. Questa tecnologia sembra essere un buon candidato per il sistema SHM di un elicottero, ma ulteriori test devono essere effettuati per provare la stabilità e navigabilità sul lungo periodo dei sensori.

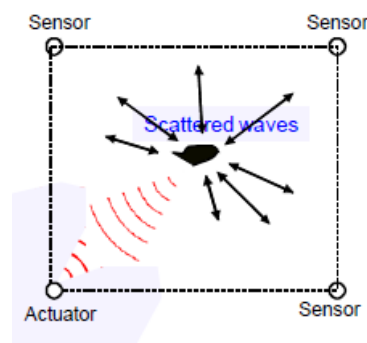


Figura 15-Schema logico dello SMART Layer

### 2.3.3. Sistema di comunicazione

Tralasciando ora l'aspetto puramente tecnologico, un'altra sfida per i progettisti è il sistema di comunicazione tra i sensori e gli utilizzatori umani.

Va studiato prima di tutto la parte hardware che deve comprendere due parti hardware e due software:

- L'hardware a bordo dell'elicottero (unità di controllo e connessioni ai sensori).
- L'hardware a terra (postazioni fisse o device mobili).



- La user interface a bordo dell'elicottero che comunichi al pilota lo stato del velivolo.
- La user interface a terra per la lettura degli operatori di manutenzione.

La comunicazione stessa ancora non è chiara se avverrà attraverso tecnologie wired o wireless. La wired ha il problema di necessitare di un alto numero di cavi con una conseguente bassa affidabilità nel lungo periodo. La wireless invece deve fronteggiare le seguenti incognite:

- Propagazione di onde radio in ambienti metallici chiusi.
- Selezione della frequenza del segnale.
- Selezione della topologia del network.

(5).

### 3. Cenni sulla simulazione a eventi discreti e su Arena

I sistemi reali sono caratterizzati da un alto numero di componenti che interagiscono tra loro. Di conseguenza è molto difficile fare una descrizione di tutte le interazioni in modo analitico. Spesso, quindi, per descrivere progettare e gestire tali sistemi non è conveniente usare modelli analitici o di ottimizzazione. Si ricorre a modelli di simulazione.

I vantaggi della simulazione sono i seguenti:

- Permettono di simulare il comportamento complessivo del sistema ma anche gli effetti prodotti dai singoli elementi.
- Sono caratterizzati da un'alta flessibilità operativa.
- Possono essere usati per verificare i risultati ottenuti con i modelli analitici.

Lo schema complessivo di un processo di simulazione si compone delle seguenti fasi:

- **Costruzione del modello:** si costruisce il modello che meglio rappresenta il sistema ed il suo funzionamento reale.
- **Verifica del modello:** si verifica che non ci siano errori all'interno dell'implementazione nell'ambiente di sviluppo scelto.
- **Sperimentazione:** si progettano esperimenti, definendo le variazioni nei valori dei parametri del modello e le modifiche nella struttura dello stesso.
- **Analisi dei risultati:** si analizzano i risultati dell'esperimento.
- **Implementazione:** si utilizza il modello scelto come supporto a decisioni che possono migliorare il sistema esistente o progettarne uno migliore.

Nell'ambito della simulazione dei sistemi di servizio è importante la simulazione ad eventi discreti per la presenza di entità che per propria natura non sono divisibili.

Un sistema a eventi discreti è un sistema le cui variabili di stato variano in modo discreto nel tempo.

Per specificare un sistema di questo tipo è necessario definire:

- **Entità e i loro movimenti:** esse possono nascere, morire, circolare, trasformarsi, dividersi, moltiplicarsi e combinarsi tra loro. Possono essere caratterizzate da attributi.
- **Eventi:** sono accadimenti che modificano le variabili di stato del sistema.
- **Attività:** sono azioni che impegnano le entità per un tempo definito.
- **Risorse:** Sono beni che le entità possono richiedere nel corso delle attività e sono di solito disponibili in quantità limitata.

I modelli di simulazione vengono implementati su software di simulazione. Il vantaggio nell'usarli risiede nel fatto che permettono di effettuare delle stime:

- Tempi di arrivo di entità in un dato punto del sistema.
- Numero di entità che passano in un punto.
- Tempo di attraversamento totale o parziale tra due punti
- Valore atteso della lunghezza delle code e valore atteso del tempo passato nella medesima coda.
- Valori minimi e massimi di tutti i parametri elencati durante l'intera lunghezza della simulazione.

Il software usato nell'ambito della tesi è Arena (versione 14.0) sviluppato e commercializzato dalla Rockwell Automation. Dei differenti insiemi di blocchi logici disponibili viene usato solamente quello di base (*basic process*). Il pannello *basic process* è un insieme di moduli che permette di definire le relazioni logiche di base che intercorrono tra le varie parti del sistema aggiungendo una dimensione temporale. Nel seguito vengono elencate le caratteristiche e possibili esempi.

*Create*. In questo blocco vengono create le entità. Possono essere definiti i tempi di interarrivo e il tipo di entità.

Esempi:

- Il punto di partenze della produzione di una parte in una linea manifatturiera.
- L'arrivo di un cliente a un sistema di servizio.

*Dispose*. Viene inteso come il punto finale per le entità nel modello di simulazione.

Esempi:

- Uscita dalla linea di produzione
- Uscita di un cliente dal servizio

*Process*. Questo modulo è il più importante nel processo di simulazione. Vengono processate le entità assegnandole alle risorse presenti. L'assegnazione dura un tempo che deve essere definito.

Esempi:

- Si compie una lavorazione su una parte utilizzando un macchinario
- Si serve un cliente

*Decide*. Questo modulo permette di prendere delle decisioni. Tale processo è basato in alternativa o su probabilità o su condizioni.

Esempi:

- Verificare se una parte è integra o rovinata.
- Smistare clienti in base alle loro caratteristiche.

Assign. Permette di assegnare nuovi valori alle variabili. Si può utilizzare anche per modificare il tipo di entità e la sua immagine assegnandole un attributo.

Inoltre esistono dei data modules in cui è possibile definire le entità, le risorse e le variabili che vengono utilizzate all'interno del modello.

#### **4. Applicazione SHM per i danni derivanti dalla fatica**

Così come spiegato nell'introduzione questa parte della tesi si occupa di studiare le applicazioni SHM sul monitoraggio dei danni derivanti dalla fatica dei materiali. Nel capitolo che segue i modelli che verranno descritti saranno di due tipi e simuleranno due scenari diversi; uno nel quale le manutenzioni vengono effettuate a intervalli ben determinati (manutenzioni preventive) e uno in cui il sistema SHM monitora lo stato di salute di un pannello ritenuto critico perché soggetto a fenomeni di fatica molto più intensi rispetto a altri punti della fusoliera. Il secondo di fatto avrà quindi una configurazione ibrida in quanto da un lato il sistema SHM abilita una strategia di CBM su un singolo pannello (danni monitorati), dall'altra lo stato di salute del resto della fusoliera rimane sotto un regime di manutenzione a intervalli fissi (danni non monitorati).

Nella prima parte del capitolo verrà descritto come i modelli vengono costruiti. In seguito verranno presentati i dati a disposizione e le ipotesi utilizzate. Infine nella parte finale verranno presentati i risultati delle simulazioni parametriche effettuate allo scopo di confrontare i due output e calcolare i vantaggi in termini di disponibilità e soprattutto in ore di manutenzione risparmiate con l'introduzione del sistema SHM.

## 4.1. Costruzione dei modelli

Nel seguito viene spiegato dettagliatamente come attraverso l'uso del software Arena è stata modellata la vita operativa di 10 elicotteri in 10 anni. La vita operativa di un elicottero si struttura in una serie di fasi semplici come riportato in Figura 16. Inizialmente il numero di elicotteri che il modello doveva essere in grado di gestire era di 70 ma problemi riscontrati nell'accoppiamento dei blocchi logici ha richiesto una semplificazione in questo senso. Tale semplificazione comunque non influisce particolarmente sui risultati in quanto le interferenze reciproche sono molto rare, richiedendo solo un dimensionamento diverso delle basi, argomento che non viene affrontato all'interno di questa tesi.

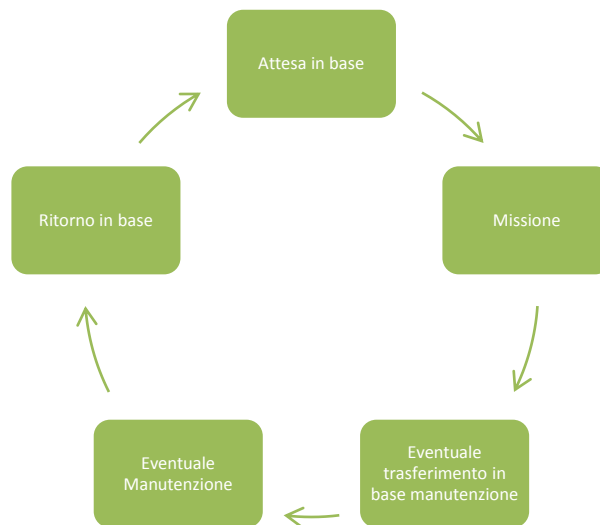


Figura 16-Vita operativa di un elicottero

Inizialmente un blocco di creazione si occupa di generare i 10 elicotteri che rimarranno per l'intera durata delle *run* di simulazione all'interno del modello stesso. La presenza di un numero di entità così basso permette l'uso della versione trial del software che abilita l'uso di tutte le funzioni logiche, ma che impone come limite di funzionamento la gestione simultanea di un numero di entità non superiore a 150.

Successivamente allo scopo di permettere l'identificazione dell'entità (ovvero l'elicottero) all'interno dei blocchi successivi si usa una variabile di conteggio che si aggiorna automaticamente al passaggio delle 10 entità. Il valore di tale variabile viene fissato attraverso l'attributo "idelicottero" a ogni entità. Entrambi questi processi avvengono in blocchi di tipo *Assign* e rimarranno le uniche operazioni che verranno svolte una sola volta durante l'intera *run* (vedi Figura 17).

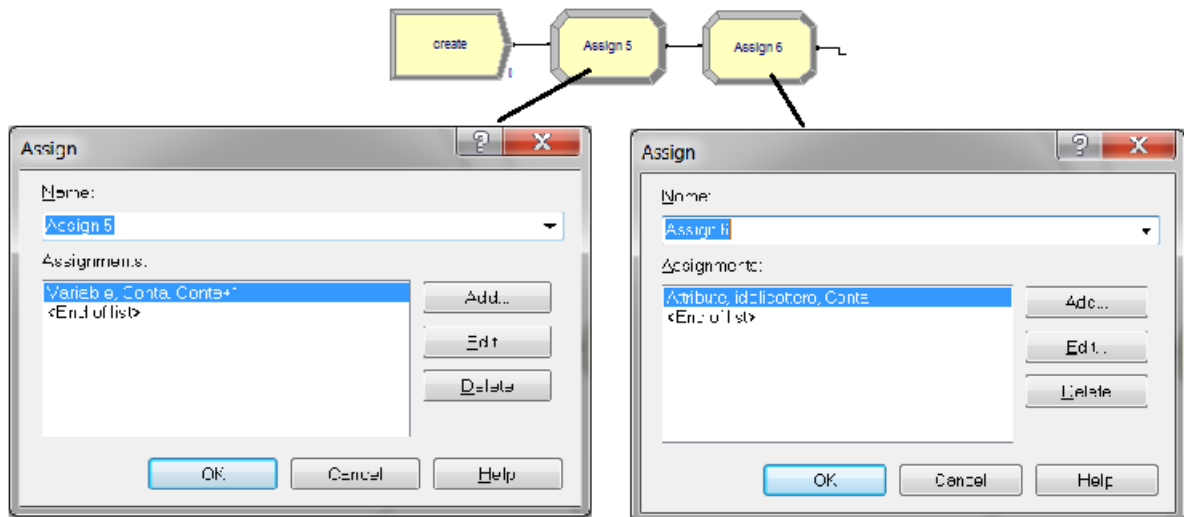


Figura 17-Creazione e identificazione delle entità

Modellata la fase di identificazione la fase successiva è lo smistamento delle entità verso le piazzole di attesa riservate. Si procede quindi in un blocco *Decide* di tipo *n-way condition* collegato a 10 piazzole che sono modellate con blocchi di tipo *hold* (Figura 18).

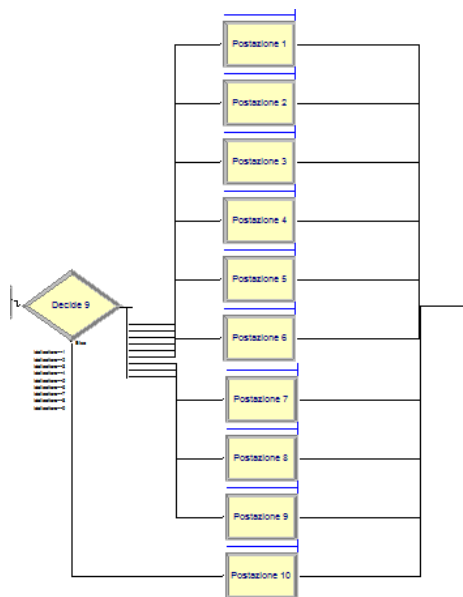


Figura 18-Smistamento verso postazioni

I blocchi di tipo *hold* hanno la caratteristica di trattenere le entità finché un segnale, ben definito all'interno delle proprie impostazioni, si attivi in qualunque parte del modello. Tale scelta è stata effettuata per impegnare l'elicottero in missione solamente dopo la ricezione di una richiesta specifica di missione. La richiesta sarà creata e sviluppata in un modello separato che avrà come output un segnale che identifica l'entità da liberare nei blocchi *hold* e un'indicazione sulla durata della missione stessa che è generata secondo una funzione statistica nel blocco assign "ore volo della missione". Un vettore variabile 0-1 a 10

righe (tante quante sono le entità) viene generato. Quando la riga vale 1 l'elicottero è presente nella piazzola, altrimenti quest'ultimo è impegnato o in missione, o in trasferimenti o in manutenzione. La presenza di questa variabile permette di mettere in coda nel modello secondario le missioni che richiedono entità che non sono disponibili all'utilizzo (Figura 19).

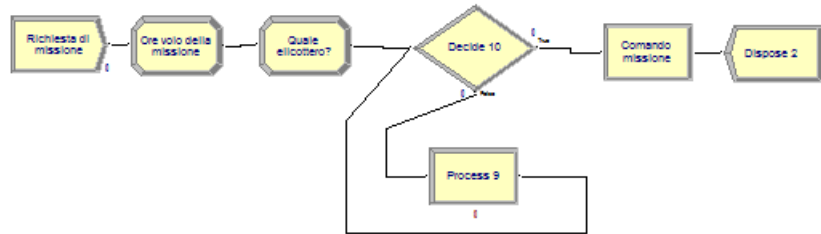


Figura 19-Modello secondario per la generazione delle missioni

La fase in cui viene modellata l'usura da fatica è sicuramente la più importante. Un blocco di tipo *process* ha la semplice funzione di mantenere impegnato l'elicottero dal punto di vista temporale nella missione; tale *delay* temporale viene direttamente estrapolato dalla variabile "durata missione" creata nel primo blocco *assign* del modello secondario sopra descritto. Nel blocco *assign* congiunto invece viene calcolato lo stato di avanzamento dei danni a fatica che subisce l'elicottero durante ogni missione in cui è impegnato.

Così come spiegato nel capitolo 1 il danneggiamento a fatica si compone tipicamente di due fasi:

- Formazione di cricche a livello microscopico.
- Trasformazione in cricche visibili e successiva crescita fino a rottura definitiva.

Sono state effettuate delle ricerche di modelli che spiegassero la prima fase ma la ricerca è risultata vana in quanto nessuno di questi rappresentava una valida alternativa. Si è quindi pensato di imporre una lunghezza iniziale alle fratture e studiare la loro propagazione così come spiegato dall'equazione di Nasgro (cap 1).

Sono stati creati quindi tre differenti vettori variabili a 10 righe:

- "Cricca" in cui sono contenute le lunghezze delle cricche presenti nei pannelli critici dei 10 elicotteri oggetti del monitoraggio del sistema SHM.
- "Danno usura" in cui sono presenti le ore di volo effettuate dagli elicotteri dopo una manutenzione.
- "Danno shm" in cui sono contate le ore di volo effettuate tra due interventi di manutenzione del sistema SHM stesso. Infatti anche il sistema di monitoraggio stesso è soggetto a rotture ma affinché la sua introduzione sia profittevole è necessario che quest'ultimi siano molto resistenti e che richiedano interventi molto rari.



Ognuno di questi vettori si aggiorna automaticamente durante la missione e dipende strettamente dalla lunghezza delle missioni stesse. Le relazioni inserite per l'aggiornamento del vettore "Cricca" verranno discusse nel prossimo sottocapitolo.

I valori dei vettori vengono quindi controllati da 3 blocchi di tipo *decide 2-way condition* in serie che nel caso ritengano i valori critici mandano le entità nella fase successiva di manutenzione, altrimenti rinviando le entità al punto di partenza dove attendono che una nuova missione venga appositamente generata (Figura 20).

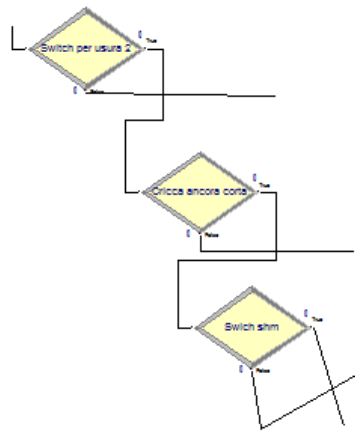


Figura 20-Serie di decide

La fase di manutenzione è modellata con tre differenti serie di blocchi di tipo *process* che riferendosi alle funzioni statistiche inserite al proprio interno impegnano gli elicotteri rispettivamente nel trasferimento verso la base di manutenzione, nella manutenzione e nel ritorno in base. Ogni serie viene attraversata quando il *decide* di riferimento ritiene il valore rispettivo critico. Ogni serie viene completata da un blocco di tipo *assign* dove il valore della riga del vettore viene aggiornato a quello iniziale. All'uscita da queste serie di blocchi le entità possono tornare alla base. In Figura 21 viene riportato l'intero modellino impegnato in una run simulazione.

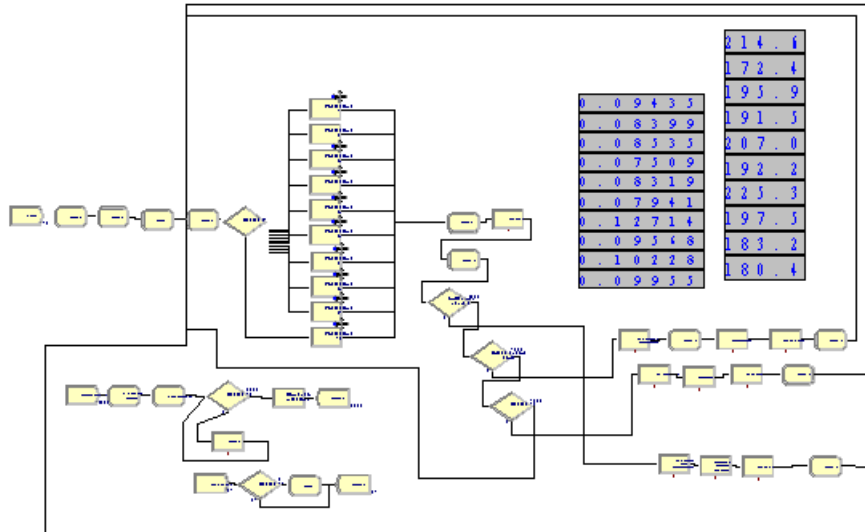


Figura 21-Modello ibrido impiegato in una run di simulazione

Per quanto riguarda il modello senza il sistema SHM la semplificazione è evidente in quanto solamente la variabile “Danno usura” è presente (vedi Figura 22).

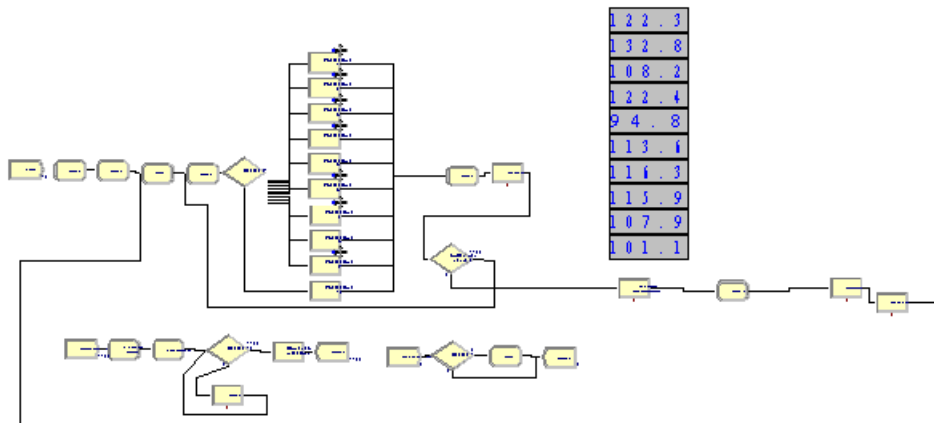


Figura 22-Modello senza SHM impiegato in una run di simulazione

## 4.1. Acquisizione dei dati

Tutti i dati a disposizione elencati nel seguito sono stati raccolti direttamente da report creati a valle di studi effettuati dal dipartimento di meccanica del Politecnico di Milano.

Il modello di elicottero considerato per la trattazione che segue è l'EH101, un elicottero militare progettato e prodotto dall'Agusta Westland con pannelli di rivestimento in lega di alluminio Al-CU 2024.

### 4.1.1. Modellazione carichi

Il primo aspetto da considerare è il tipo di andamento dei carichi che andiamo a considerare. Verranno utilizzati solo profili di carico a pulsatoria nello zero (fig 3). Tale caratteristica permette di semplificare molto i calcoli in quanto:

- Sforzo minimo del ciclo  $\sigma_{min}=0$
- Sforzo medio  $\sigma_{med} = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} = \frac{\sigma_{max}}{2}$
- Rapporto di sollecitazione  $R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} = 0$

Questa imposizione fa sì che il  $K_{min}=0$  e che il  $\Delta K$  corrisponde al valore  $K_{max}$ . Inoltre si hanno semplificazioni nelle formule di Nasgro che seguono:

$$f = \frac{K_{op}}{K_{max}} = A_0 \quad (15)$$

dove:

$$A_0 = (0.825 - 0.34\alpha + 0.05) \left[ \cos\left(\frac{\pi S_{max}}{2\sigma_0}\right) \right]^{\frac{1}{\alpha}} \quad (16)$$

$$\Delta K_{th} = K_{max} \left( \frac{a}{a + a_0} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (17)$$

Si riscrive quindi la formula finale completa:

$$\frac{da}{dn} = C(K_{max}^n) \frac{\left(1 - \left(\frac{a}{a + a_0}\right)^{\frac{1}{2}}\right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_c}\right)^q} \quad (18)$$

dove:

$$K_c = \left(1 + B_k e^{-\left(A_k \frac{t}{t_0}\right)^2}\right) K_{ic} \quad (19)$$

dove:

$$t_0 = 2.5 \left( \frac{K_{IC}}{\sigma_{ult}} \right)^2 \quad (20)$$

Nella Tabella 2 invece sono riportati tutti i valori dei parametri delle formule sopraelencate, calcolati sperimentalmente per la lega di alluminio in esame.

Parametro	Valore	Unità di misura
$\alpha$	1	
$a_0$	0.0381	
$C$	2.382E-12	
$n$	3.2	
$p$	0.25	
$q$	1	
$K_{IC}$	1042	[MPa*(mm) <sup>0.5</sup> ]
$A_k$	1	
$B_k$	1.5	
$S_{max}/\sigma_0$	0.3	
$\sigma_{ult}$	330	MPa

Tabella 2-Valori dei parametri della formula di Nasgro

#### 4.1.2. Modello di volo

La fase successiva consiste nel modellare ogni singola missione effettuata. La prassi vuole che si utilizzi un modello a 10 manovre standard di cui si conosce per ognuna di queste lo sforzo principale massimo ottenuto nell'elemento più sollecitato che derivano direttamente dai valori di trazione del rotore di coda ( $F_x$ ), di portanza del pianetto orizzontale di coda ( $F_z$ ) e dalla coppia di reazione del rotore di coda ( $M_y$ ). Allo stesso modo vengono calcolati i valori degli sforzi massimi anche dei carichi vibratorii (da manovra 11 a 16) a cui è soggetto il velivolo la cui presenza è dovuta alle vibrazioni che subisce anche in regime di volo stabile a causa della rotazione delle pale dei rotori. Tra i carichi vibratorii esiste una suddivisione tra quelli a bassa frequenza e quelli a alta. In particolare nella seconda tipologia (dalla manovra 13 alla 16) si considera una percentuale di accadimento discreta legata alle condizioni di velocità di crociera dove l'acronimo inglese VNE (never exceed speed) rappresenta la velocità massima (Tabella 3):

	Numero di cicli in 10000 ore di volo	Frequenza [Hz]	% di applicazione
<b>0.8 VNE</b>	434700000	17.5	69
<b>0.9 VNE</b>	12600000	17.5	2
<b>1.0 VNE</b>	56700000	17.5	9
<b>Hovering (oltre in limite)</b>	126000000	17.5	20

Tabella 3-Carichi vibratori a alta frequenza

Nella Tabella 4 vengono riportati tutti i valori di interesse tra cui anche la frequenza per i carichi vibratori.

	Manovra	$F_{y_{man}}$ [Kg]	$F_{z_{max}}$ [Kg]	$M_{y_{max}}$ [MPa]	$\sigma_{y_{max}}$ [MPa]	Frequenza [Hz]
<b>Man. di volo</b>	1	2100	-250	-500	97	
	2	1900	-240	-430	88	
	3	2200	-185	-440	99	
	4	1700	-250	-360	80	
	5	1400	-240	-400	66	
	6	1600	-300	-440	77	
	7	1800	-240	-500	84	
	8	1500	-300	-410	73	
	9	1200	-300	-340	60	
	10	1400	-240	-400	67	
<b>Carichi vibratori</b>	11	1700	-250	-350	80	4E-4
	12	1200	-300	-300	60	0.05
	13	835	-136	85	40	17.5
	14	973	-180	77	47	17.5
	15	1148	-240	330	57	17.5
	16	1130	-225	310	56	17.5

Tabella 4-Carichi associati alle manovre di volo

#### 4.1.3. Determinazione dei $\Delta K$

Nel seguito viene descritta una procedura usata dai ricercatori del Politecnico di Milano per la valutazione dei  $\Delta K$  al variare della lunghezza di cricca a introdotta per ipotesi nella zona della fusoliera posteriore più

sollecitata. È stato utilizzato il metodo agli elementi finiti in campo lineare elastico. In particolare è stato seguito il seguente schema di calcolo:

- Determinazione dello stato di sollecitazione nella fusoliera posteriore.
- Scelta della zona più sollecitata.
- Elaborazione di sottomodelli di calcolo per determinare il fattore di intensità degli sforzi  $\Delta K$  in funzione di  $a$ .

Il calcolo del fattore di intensità degli sforzi non può essere eseguito direttamente sul modello principale viste le enormi differenze di scala. Infatti il modello della parte posteriore dell'elicottero ha dimensioni dell'ordine delle decine di metri a differenza dello studio della propagazione che coinvolge difetti di dimensione di pochi millimetri. È stato quindi utilizzato un metodo di sottomodellazione che consente di realizzare un sottomodello di dimensioni limitate e di eseguire un'analisi strutturale su di esso partendo dai risultati ottenuti con un modello di dimensioni maggiori, applicando ai nodi del sottomodello il campo di spostamento ottenuto dal modello generale. Per ottenere risultati soddisfacenti è stata riprodotta fedelmente la geometria del modello generale.

Allo scopo delle trattazioni di questa tesi tra le possibili configurazioni di cricca, situate nelle zone più sollecitate, è stata scelta la configurazione con la cricca sul pannello di rivestimento in corrispondenza del foro del rivetto di giunzione col corrente.

Il calcolo dei valori dei  $\Delta K$  è stato effettuato per la manovra 1 e quindi è stata trovata una relazione con la lunghezza della cricca per ognuno dei valori di carico caratteristici della manovra, ovvero la trazione del rotore di coda, la deportanza del pianetto di coda e il momento del rotore di coda. Inoltre la configurazione della cricca scelta ammette l'esistenza di una propagazione verso il basso e una verso l'alto. Per questo motivo nel seguito vengono riportate tutte le sei funzioni interpolate tralasciando i dettagli del metodo che non sono oggetto della tesi:

$$K_{Up-Fy} = 76.40078 a^{0.47134} \quad (21)$$

$$K_{Up-Fz} = -0.0008652a^2 + 0.0797532a + 1.1599802 \quad (22)$$

$$K_{Up-My} = -0.00023287a^2 + 0.02485256a + 0.31058115 \quad (23)$$

$$K_{Down-Fz} = 77.135517a^{0.458986} \quad (24)$$

$$K_{Down-Fz} = -0.00026495a^2 + 0.13467083a + 0.97377157 \quad (25)$$

$$K_{Down-My} = -0.000103a^2 + 0.035926a + 0.271213 \quad (26)$$

Come verrà spiegato nei prossimi paragrafi verrà aggiunta la componente stocastica a tutte le relazioni che sono inserite all'interno dei blocchi logici del simulatore. Per questo motivo può essere ulteriormente semplificato il modello come segue:

- I valori dei  $\Delta K$  che si riferiscono alla deportanza del pianetto di coda ( $F_z$ ) e al momento del rotore di coda ( $M_y$ ) sono trascurabili rispetto a quelli che si riferiscono alla trazione del rotore di coda ( $F_y$ ) e quindi possono anche non essere considerati.
- Siccome le due relazioni che corrispondono all' $F_y$  sono molto simili consideriamo solo la prima e consideriamo una sola cricca che ha nei suoi due apici gli stessi valori di  $\Delta K$ .

Infine i valori  $\Delta K$  devono anche essere calcolati per le altre 15 manovre del modello di volo. Non essendoci dati a disposizione allora una buona approssimazione può essere fatta andando a mettere in relazione i valori dello sforzo principale della manovra 1 con quelli delle altre manovre. I rapporti trovati nella Tabella 5 saranno il valore che va a moltiplicare ogni singola funzione che calcola di  $\Delta K$  delle manovre.

Manovra	(Sforzo principale manovra i) / sforzo principale manovra 1
1	1
2	0.91
3	1.02
4	0.82
5	0.68
6	0.79
7	0.87
8	0.75
9	0.62
10	0.69
11	0.82
12	0.62
13	0.41
14	0.48
15	0.59
16	0.58

Tabella 5-Rapporti degli sforzo principali con lo sforzo principale della manovra 1

## 4.2. Ipotesi statistiche

Dal punto di vista geografico è impostata una distanza tra la squadron base (la base in cui gli elicotteri attendono di essere inviati in missione) e la base di manutenzione su richiesta specifica dei committenti del progetto. Tale distanza viene ipotizzata essere coperta in un tempo medio di 2 ore. La variabile è di tipo normale e la deviazione standard usata è di 0.2 ore.

Una precisazione è necessaria per definire esattamente cosa si intende per tempo di manutenzione. Nella pratica operativa attuale esistono tre livelli di manutenzione:

- Operativa, condotta direttamente da personale militare direttamente nelle piazzole di attesa.
- Intermedia, svolta in determinate aree o hangar da personale misto civile e militare con cadenze ben determinate.
- In deposito, in cui si ripara il danno o si sostituiscono dei componenti condotta tipicamente da personale civile di terzisti.

Nella trattazione i tempi che si riferiscono alla prima sono inclusi direttamente nel tempo di volo in quanto possono essere considerati parte della preparazione alla missione stessa. I tempi invece che si riferiscono agli altri due punti dell'elenco vengono inclusi in quelli che nel modello vengono chiamati tempi di manutenzione e il *delay* è considerato dall'arrivo alla base di manutenzione fino alla conclusione delle operazioni e conseguente ripartenza in direzione della squadron base (Figura 23).

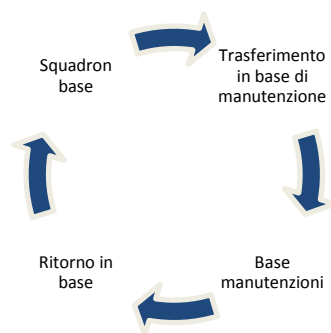


Figura 23-Schematizzazione dei trasferimenti tra basi

Per completare il modello di simulazione è stato necessario inserire altre distribuzioni statistiche che rendono il processo che si va a studiare totalmente stocastico. Nell'elenco che segue vengono spiegate nel dettaglio quali sono e a quali variabili si riferiscono:

- La scelta del elicottero da impiegare in missione è affidata a una variabile discreta che restituisce un valore da 1 a 10 (che poi corrisponde all'identificativo dell'elicottero) con la stessa probabilità.
- La durata delle missioni è modellata con una variabile normale a media di un'ora e deviazione di standard di 0.2 ore.



- La lunghezza del difetto iniziale è stata ipotizzata essere di 50 micron ( $5 \cdot 10^{-5}$  m) e deviazione standard di 5 micron.
- Un importante differenziazione viene introdotta invece per quanto riguarda i tempi di manutenzione. Tra i vantaggi intrinseci che un sistema di sensoristica permette di avere è che oltre alla rivelazione e identificazione della portata del danno si ha anche la localizzazione. Questa caratteristica abbatta notevolmente i tempi di ispezione specialmente per quanto riguarda le manutenzioni schedulate, in quanto gran parte del tempo è dedicato alla ricerca di eventuali cricche da fatica che essendo di dimensioni a volte molto piccole richiedono una ispezione molto accurata. Differentemente nel caso con il sistema SHM installato il manutentore ha una diretta indicazione di dove trovare il difetto, permettendo inoltre di conoscere quali devono essere le attrezzature e le eventuali parti di ricambio necessarie abbattendo ulteriormente i tempi. Il concetto viene quindi tradotto nell'utilizzo di due variabili normali a media di 10 ore per i danni monitorati e 20 ore per quelli non monitorati con deviazioni standard di 2 ore.
- Un'ulteriore considerazione deve essere fatta sul tempo di vita media del sistema di monitoraggio stesso. Facilmente si comprende come le manutenzioni del sistema saranno a intervalli schedulati molto più ampi rispetto a quelli per il rilevamento dei danni da fatica. Infatti, se così non fosse, tutti gli eventuali risparmi che si avrebbero con l'introduzione del sistema verrebbero erosi dai tempi di fermo per la riparazione o la sostituzione dei sensori. I tempi quindi vengono modellati con la media della distribuzione normale uguale a quella usata per i danni monitorati a causa della localizzazione rapida che sussiste anche in questo caso. Viene infine usato un MTBF (*mean time between failures*) per il sistema SHM di 5000 ore di volo anch'esso distribuito normalmente con deviazione standard di 500 ore di volo.
- Lo spessore del pannello critico in cui viene applicato il sensore considerato è di 0.02 metri.
- Anche per quanto riguarda gli *stress intensity factors* ( $\Delta K$ ) è stata necessaria una modellazione stocastica. Viene considerato che i carichi derivanti dalle singole manovre e i carichi vibratorii non hanno sempre stessa intensità causando valori di intensificazione agli apici delle fratture che possono variare ma rimanere in intorni molto piccoli. Questo aspetto è chiave perché a parità di condizioni al contorno di fatto è l'unica distinzione che causa differenti intervalli di manutenzione tra il modello ibrido e quello a intervalli fissi. Il tutto verrà approfondito nel sottocapitolo (). La funzione usata quindi è ancora una volta una funzione normale che ha come valor medio quello preso direttamente dalla funzione (21) e deviazione standard che corrisponde alla decima parte del valor medio.

Tutte le ipotesi impostate permettono a questo punto di ricostruire il codice da inserire nel blocco logico *assign*, più importante e caratterizzante del modello, che segue direttamente i blocchi *hold* della squadron base. Si tratta di sfruttare la seguente formula:

$$a = a_{-1} + \frac{da}{dN} \Delta N \quad (27)$$

Dove  $a_{-1}$  è il valore della lunghezza della cricca nel ciclo di carico precedente e  $\frac{da}{dN}$  (vedi) la velocità di propagazione in un infinitesimo di ciclo.

Matematicamente la formula non è correttamente utilizzabile in quanto in un ciclo di carico la velocità di propagazione cambia, ma tale scostamento è molto piccolo anche perché il tempo di applicazione del carico stesso è molto breve. L'approssimazione quindi risulta efficace.

Nel blocco quindi sono state scritte 20 righe in codice Arena che permettono di aggiungere al valore iniziale della lunghezza della cricca tutti gli incrementi della lunghezza stessa. Le prime 10 righe corrispondono alle manovre, mentre l'ultima (ripetuta 10 volte) verrà inserita tra due manovre successive e si riferisce alla propagazione causata dai carichi vibratori. In Figura 24 viene riportato a titolo di esempio il codice inserito per modellare la propagazione derivante dalla manovra 1.

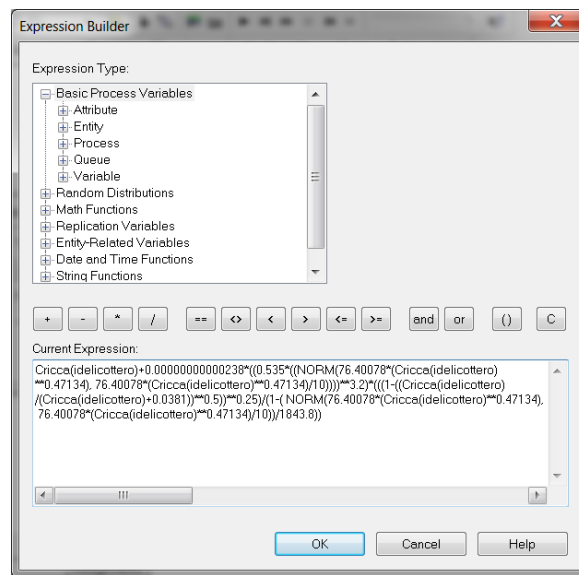


Figura 24-Codice per la manovra 1

La differenziazione nei codici che si riferiscono alle altre manovre risiede nei parametri moltiplicativi della Tabella 5. Nella riga ripetuta più volte oltre ai parametri moltiplicativi si moltiplica anche per la frequenza di accadimento del carico vibratorio nell'intervallo considerato (vedi Tabella 4) e si sommano gli effetti combinati di questi 6 tipi di carico.

### 4.3. Calcolo intervallo ottimale per manutenzioni preventive

Affinché si possano confrontare i due modelli è necessario che l'intervallo ottimale (calcolato in ore di volo) tra due manutenzioni preventive per il modello senza il sistema SHM sia calcolato. Per fare ciò si studia l'andamento della lunghezza della cricca da fatica nel pannello considerato più critico che è anche il pezzo soggetto al monitoraggio del sistema SHM in questo caso.

L'output della procedura, che verrà descritta nel seguito, sarà un valore sotto il quale la probabilità che la lunghezza della cricca sia maggiore al valore soglia impostato deve essere inferiore a  $1E-7$ . Questo valore è stato usato nella letteratura in altre trattazioni simili in cui i velivoli soggetti a strategie di manutenzione CBM sono aeroplani (4).

La procedura sfrutta a pieno le caratteristiche di animazione visiva del software di simulazione. Infatti Arena permette di posizionare nella stessa schermata principale una serie di blocchi visivi (Figura 25) in cui vengono aggiornati in tempo reale, durante la *run* di simulazione, il valore delle ore di volo per ogni singolo elicottero comprese tra due diverse manutenzione programmate e le lunghezze delle cricche.

0 . 1 2 8 4 6	2 9 8 . 3
0 . 1 2 7 1 5	3 2 6 . 9
0 . 1 1 6 0 8	2 9 7 . 1
0 . 1 3 7 0 4	3 3 7 . 9
0 . 1 8 1 6 5	3 1 4 . 5
0 . 1 6 8 1 5	3 4 5 . 4
0 . 1 8 0 7 5	3 3 3 . 0
0 . 1 7 2 9 4	3 2 2 . 1
0 . 1 3 0 7 6	3 2 4 . 0
0 . 1 7 9 2 2	3 2 9 . 9

Figura 25-Valori delle variabili durante una run di simulazione

Sfruttando questa caratteristica si è notato durante le simulazioni nel modello con il sistema SHM che il limite nella lunghezza della cricca viene superato per valori che si aggirano intorno alle 1000 ore di volo tra due manutenzioni schedulate. Il dato, molto impreciso, ha però permesso di modificare il modello base, settandolo in modo tale che si potesse valutare con che probabilità il limite fosse superato in un intorno che si avvicina al valore di 1000 ore di volo.

Si è proceduto modificando il modello base aggiungendo un blocco di tipo *decide* che permetta di leggere se la lunghezza *a* ha superato la soglia entro un determinato numero di ore di volo. Quest'ultima variabile verrà resa parametrica per capire quante volte durante l'intera simulazione si è assistito alla decadenza della condizione. Per conoscere il numero esatto in cui la condizione non viene rispettata è stato aggiunto a valle un contatore formato da un blocco di tipo *signal* che libera una entità ferma in un blocco *hold* in un

sottomodello esterno (Figura 26). Il valore che si necessita conoscere sarà quindi riscontrato nel report finale auto-generato dal software.

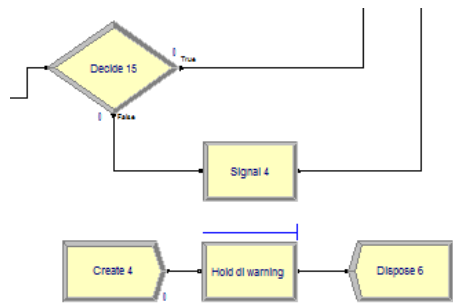


Figura 26-Modifica al modello originario

La procedura seguita a questo punto richiede di impostare un valore ottimale alla lunghezza della *run*. L'obiettivo primario è fare in modo che il superamento della soglia avvenga una sola volta durante ogni singola *run* in quanto fenomeni di propagazione della variabilità fanno sì che la variabilità della distribuzione che modella l'accadimento del secondo superamento della soglia è maggiore della prima, e il fenomeno si acuisce se si estende il discorso anche ai superamenti successivi (Figura 27).

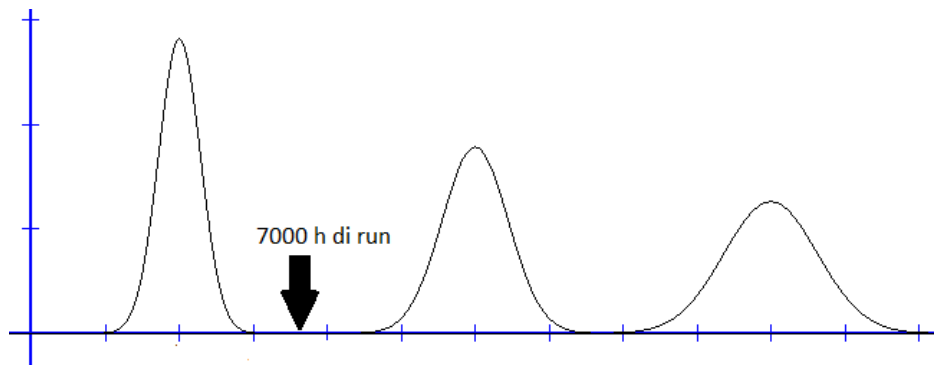


Figura 27-Propagazione della varianza

Scelto quindi il valore della frequenza delle missioni, impostato a  $0.333 \text{ ore}^{-1}$ , si sfrutta ancora le caratteristiche visive che offre il software e si nota come un valore utilizzabile che permette il verificarsi di un solo superamento di soglia (con probabilità quasi del 100%) e mai del secondo è 7000 ore di simulazione. Per rendere l'output di interesse il più preciso possibile si impone al software di svolgere 50 volte la stessa simulazione e infine calcolare la media dei risultati delle singole *run*.

Nella Tabella 6 vengono riportati i valori di probabilità associati ai diversi valori di ore di volo che verranno usati al passo successivo della procedura. Per ulteriore completezza le simulazioni sono state effettuate 3 volte per il valore di soglia stabilito.

Valori di soglia	Probabilità
885	0.001
885	0.001
885	0.001
900	0.138
900	0.167
900	0.152
915	0.138
915	0.167
915	0.152
930	1.5
930	1.515
930	1.805
945	4.583
945	4.393
945	4.666

Tabella 6-Risultati simulazioni per calcolo t ottimale

I valori vengono quindi graficati (Figura 28) e studiati. Tra le differenti opportunità di regressione possibile è stata scelta quella di tipo esponenziale in quanto meglio seguiva l'andamento dei punti considerati.

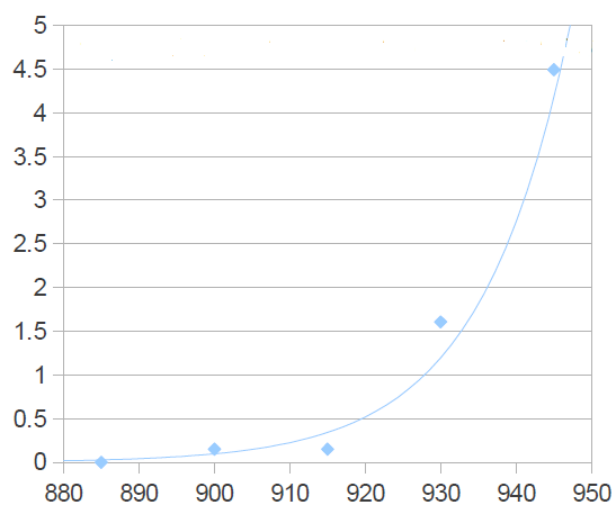


Figura 28-Curva di regressione

La curva di regressione è descritta dalla funzione:

$$f(x) = 2.45721244070997E - 0.34e^{0.0834057301x} \quad (28)$$

La procedura termina con l'inversione della funzione e l'assegnazione del valore di  $1E-7$  a  $f(x)$  che restituisce l'intervallo ottimo tra due manutenzione schedulate che risulta essere di 743 ore di volo.

#### 4.4. Calcolo della soglia ottimale di sicurezza

Nei paragrafi precedenti è stato impostato come valore soglia della lunghezza della cricca, nel pannello monitorato, di 50 millimetri oltre la quale la sicurezza del volo è messa in discussione a causa di velocità di propagazione eccessive. Infatti seguendo la simulazione in tempo reale, a bassa velocità di animazione, si nota come, superato il valore soglia, a ogni missione si hanno incrementi della lunghezza che sono dell'ordine delle decine di millimetri cadauno.

Benché la soglia quindi è ben definita si riconosce che il sistema SHM non sarà mai in grado di effettuare letture precise per limiti tecnologici intrinseci. Infatti le letture avranno sempre una dispersione statistica intono al valore reale della lunghezza della cricca (Figura 29). Questo potrebbe causare che, nonostante la lettura abbia avuto esito negativo, l'elicottero stia viaggiando in condizioni non sicure.

Agli scopi della trattazione è stato deciso che la dispersione dei risultati delle letture sia modellata con una variabile statistica di tipo normale che ha come valor medio l'esatta lunghezza di cricca e deviazione standard pari a un decimo della stessa lunghezza.

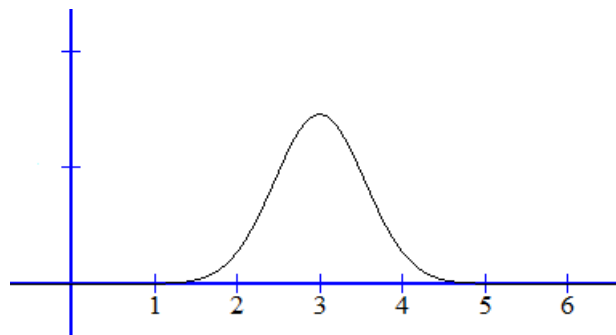


Figura 29-Dispersione delle letture su lunghezza reale di 3 millimetri

Ancora una volta si va quindi a sfruttare le potenzialità del software per risolvere il problema in esame. Anche in questo caso si va quindi a modificare il modello ibrido iniziale allo scopo di spingerlo a restituire l'output di interesse.

Vengono prima di tutto definite tre differenti eventualità:

- Lettura corretta in cui la negatività del riscontro è accertata dal controllo del software.
- Falsa allarme. È il caso in cui l'elicottero viene spedito in manutenzione nonostante la soglia non è stata ancora superata riducendo la disponibilità del velivolo.
- Mancato allarme. È il caso più grave che permette il volo nonostante le condizioni di sicurezza non sono disponibili.

Affinché il modello sia in grado quindi di contare tutti questi eventi, ancora una volta si ricorre a combinazioni di blocchi logici che nel loro complesso restituiscono un numero intero positivo che viene aumentato ogni volta che una singola entità lo attraversa.

Prima di tutto è necessaria la definizione di un'ulteriore variabile che è stata chiamata "misura" che registra passaggio per passaggio la lettura del sensore al netto dell'errore seguendo l'andamento a campana sopra descritto. Nel blocco *decide*, che nel modello precedente verificava la condizione sul superamento o meno della soglia di lunghezza di cricca, troviamo una soglia sulla lettura del sensore che allo scopo di individuare quella ottimale la consideriamo parametrica. A valle di questo blocco poniamo due sottomodelli che si occupano di gestire le due eventualità che permette il blocco decide (Figura 30).

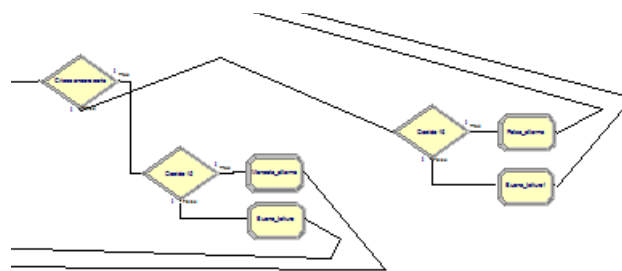


Figura 30-Modifica al modello

Il sottomodello alla sinistra nella figura, che viene attraversato nel caso in cui la misura superi la soglia consentita, metterà a confronto il valore esatto della lunghezza della cricca con la lettura e registrerà quante volte si verificano mancati allarmi e quante volte le letture sono corrette. Quello a destra, costruito con la medesima logica, attraversato nel caso in cui la misura del sensore è inferiore alla soglia, registrerà il numero di falsi allarmi. Infine una serie di contatori in tempo reale rendono disponibili attraverso blocchi visivi il valore aggiornato del numero di volte che le tre diverse eventualità sono accadute (Figura 31).

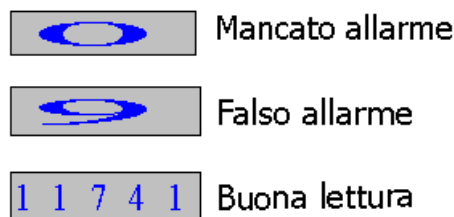


Figura 31-Numero di mancati allarmi, falsi allarmi e buone letture durante una simulazione

A questo punto si modifica volta per volta il valore della soglia massima della variabile "misura" nel blocco *decide* che si occupa della verifica allo scopo di trovare un valore che non permetta mai l'utilizzo di un elicottero in condizioni di mancata sicurezza, non permettendo quindi che si verifichi un mancato allarme. I risultati di queste simulazioni (con lunghezza di run impostata in 10 anni reali) sono riportati nella Tabella 7:



Soglia impostata	Mancato allarme	Falso allarme	Buona lettura
50	23	172	208362
49	6	188	108786
48	0	197	208287
47	5	199	208576
46	0	200	108406
45	0	202	208533
44	0	200	208450
43	0	203	208701

Tabella 7-Risultati simulazione per calcolo soglia ottimale

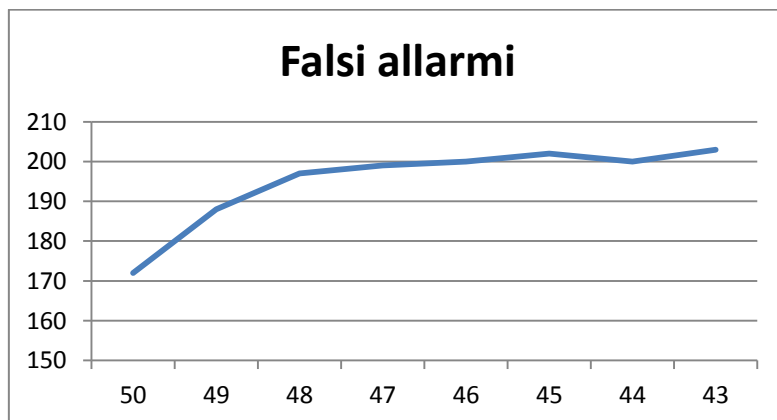


Figura 32-Falsi allarmi al variare della soglia impostata

Come si nota dalla Tabella 7 e dalla Figura 32 i mancati allarmi smettono di verificarsi alla soglia di 46 mm. A questo punto per aumentare ulteriormente la sicurezza si potrebbe abbassare ancora di più la soglia ma si nota come dall'altro lato i falsi allarmi aumenterebbero causando abbassamenti eccessivi della disponibilità operativa degli elicotteri. Per questo motivo è stato deciso di imporre il valore soglia di 46 mm che rimarrà lo stesso per tutte le simulazioni che verranno effettuate in questo capitolo e nel capitolo 5 in cui si andranno a combinare di effetti del monitoraggio sulle cricche da fatica e sui danni da impatto.

## 4.5. Risultati

Il modello, che a questo punto risulta completo di tutte le variabili e le ipotesi statistiche, è pronto a essere usato per le simulazioni parametriche. Il simulatore al termine di ogni *run* restituisce un report che si genera automaticamente (Figura 33). Della numerosa mole di dati restituiti si vanno isolare quelli che il software chiama *Accumulated Time* all'interno dei blocchi di tipo *process* che rappresentano i tempi che le entità trascorrono nelle varie fasi dei cicli operativi.

Replications: 1      Time Units: Hours

---

**Process**

---

**Accumulated Time**

Accum VA Time	Value
Flight con danno	83074.18
Ispezione e eventuale intervento	395.22
manutenz shm	194.09
Manutenzione	827.68
Process 9	0.00
Ritorno in base	159.34
Ritorno in base2	40.9336
ritorno shm	38.5452
Trasf danno shm	40.8495
Trasferimento base	40.7643
manutenzione2	
Tresferimento base	160.98
manutenzione	

Figura 33-Esempio di report

Le variabili parametriche scelte sono le seguenti:

- Frequenza delle missioni.
- Intervallo tra due manutenzioni schedulate per i danni non monitorati dal sistema SHM.
- Tempi di trasferimento dalla base operativa alla base di manutenzione.
- Tempi di attesa per il pezzo di ricambio.

Gli output che invece il simulatore restituisce sono:

- Tempo impiegato in missione.
- Tempi necessari a svolgere le manutenzioni.
- Tempi persi per i trasferimenti.

Le simulazioni verranno suddivise in tre differenti scenari per rendere più semplici i confronti tra gli output. Al primo scenario i tempi di attesa saranno nulli e i tempi di trasferimento saranno pari al valore ipotizzato al sottocapitolo (). Nel secondo invece i tempi di trasferimento verranno raddoppiati mentre nel terzo verrà aggiunta una ulteriore attesa prima della manutenzione vera e propria, in quanto si sceglie una configurazione di *supply chain* in cui non esiste un magazzino di parti di ricambio adiacente alla base di

manutenzione. I tempi di consegna vengono modellati con una variabile normale a media di un giorno e deviazione standard di 0.1 giorno.

La lunghezza di *run* che invece verrà usata a qualunque scenario sarà pari a 87600 ore (10 anni di vita operativa degli elicotteri).

I risultati in forma compatta sono dunque illustrati in Tabella 8 e per rendere la lettura più semplice sono stati usati differenti colori.

Intervallo di manutenzione per danni non monitorati		2000			3000			4000		
		0,33 ore	1 ora	2 ore	0,33 ore	1 ora	2 ore	0,33 ore	1 ora	2 ore
Scenario 1	Risparmio ore manutenzione	-16,68%	-17,70%	-10,95%	-32,19%	-36,74%	-32,55%	-35,62%	-35,67%	-34,60%
	Disponibilità modello ibrido	75,53%	90,24%	94,88%	75,60%	90,28%	94,91%	75,64%	90,30%	94,90%
	Disponibilità senza shm	75,47%	90,21%	94,87%						
Scenario 2	Risparmio ore manutenzione	-19,02%	-20,69%	-10,36%	-32,03%	-37,31%	-30,48%	-35,91%	-39,48%	-30,98%
	Disponibilità modello ibrido	75,42%	90,18%	94,85%	75,49%	90,23%	94,87%	75,56%	90,26%	94,88%
	Disponibilità senza shm	75,35%	90,14%	94,85%						
Scenario 3	Risparmio ore manutenzione	8,35%	7,34%	6,22%	-5,53%	-10,64%	-11,32%	-9,97%	-11,08%	-12,11%
	Disponibilità modello ibrido	74,79%	89,89%	94,69%	74,91%	89,98%	94,74%	75,01%	90,00%	94,74%
	Disponibilità senza shm	74,78%	89,90%	94,69%						

Tabella 8-Risultati finali capitolo 3

Risulta evidente in tutti gli scenari considerati come l'introduzione, anche se parziale in quanto limitata al pannello più critico, del sistema di sensoristica interna permette netti risparmi sui tempi di ispezione e manutenzione. Il risparmio, appositamente descritto da una percentuale, verrà tradotto automaticamente in risparmi di costo quando sarà completata la raccolta puntuale di ogni singolo costo che allo stato attuale è ancora in corso e che procede parallelamente agli studi del dipartimento del Politecnico di Milano sulle tecnologie da utilizzare per la costruzione del sistema SHM.

Ulteriori considerazioni possono inoltre essere dedotte dalla tabella riassuntiva:

- I risparmi sui tempi di fermo si traducono direttamente in aumenti di disponibilità dei velivoli, oltre che un semplice risparmio sui costi di manutenzione.
- All'aumentare dell'intervallo di manutenzione preventiva per i danni non monitorati si assiste a risparmi maggiori e incrementi della disponibilità. Si noti che questo non è a causa della minore richiesta di manutenzione per i danni non monitorati, che sono presenti anche nel caso di assenza del sistema SHM, ma perché il peso dei danni monitorati è molto più alto.
- La frequenza delle missioni ha un grande impatto sui risultati. È difficile da valutare l'esatta misura di questo parametro nella realtà, ma la sua presenza in questi modelli è giustificata dal fatto che con il sistema SHM le performance potrebbero essere influenzate quando si considererà la schedulazione delle missioni come una variabile. Comunque, quando e se l'introduzione del

sistema SHM diventerà uno standard, lo studio delle performance legate alla frequenza delle missioni potrebbe essere un interessante campo di ricerca.

- La scelta di non posizionare un magazzino di parti di ricambio (scenario 3) comporta forti penalizzazioni nei risultati. Un chiaro *trade-off* esiste tra disponibilità, costi di manutenzione e costi di magazzino che dovrà essere risolto negli studi futuri.

## **5. Applicazioni SHM per il danni da impatto**

Nel capitolo che segue si va a studiare l'applicazione del sistema di monitoraggio SHM ai danni causati dagli impatti del velivolo con il suolo durante la manovra di atterraggio. Si seguirà una logica simile a quella usata nel capitolo 4 che consisterà quindi nella creazione di due modelli distinti di simulazione che andranno a studiare le sue situazioni. La prima in cui l'eventuale danneggiamento verrà valutato dalla sensibilità del pilota e la seconda in cui sarà l'allarme derivante dal sistema di sensori che costringerà il velivolo a interrompere la sua fase operativa per essere sottoposto a ispezioni e manutenzioni.

Il capitolo verrà strutturato in modo tale che nella prima parte viene illustrato la modellazione matematica usata, nella seconda viene spiegato nel dettaglio la costruzione dei due modelli, per concludersi infine con l'analisi dei risultati derivanti dallo studio nel dettaglio dei report di simulazione.

## 5.1. Modellazione matematica dei danni da impatto

Nell'aeronautica la manovra di atterraggio è considerata da sempre una delle più critiche dell'intero ciclo di volo di un velivolo in quanto le altre velocità che vengono raggiunte si tramutano in ampi sforzi dovuti alla decelerazione improvvisa che si ha nel momento in cui si impatta con il suolo. Questi sforzi così intensi infatti hanno la caratteristica di mettere a dura prova l'integrità strutturale del velivolo e tale fenomeno assume un'importanza ancora più sostanziale nel settore degli elicotteri da guerra. Infatti quest'ultimi, in particolare nelle missioni più difficili, sono impegnati in ambienti ostili sia dal punto di vista della visibilità che dell'impervietà delle aree di atterraggio.

L'evento di duro atterraggio concettualmente si trova a metà tra solita condizione operativa e un evento in cui avviene una collisione. Un atterraggio di questo tipo può potenzialmente generare danni localizzati e nelle zone interessate la plastificazione della struttura dell'elicottero. Generalmente, questi tipi di danni non coinvolgono in maniera catastrofica la struttura come in una collisione ma tuttavia tali tipi di danno localizzato possono causare la nucleazione e propagazione di una fessura che, sotto ulteriori carichi convenzionali, compromette la navigabilità del veicolo. Pertanto, gli eventi di atterraggio duro (in inglese *harsh landing*) sono strettamente collegati a forti incertezze per quanto riguarda i danni, e provocano eventi di manutenzione impattando direttamente nei tempi di fermo del velivolo.

Uno scenario di particolare interesse è l'atterraggio sul ponte di una nave. La rotta è quasi universalmente accettata come imprevedibile, e un movimento verticale della nave può generare un evento di atterraggio duro. Infatti si per qualche motivo, l'atterraggio non avviene durante il periodo in cui la nave è stabile, la probabilità di danni è correlata alla velocità relativa tra l'elicottero e ponte della nave. Inoltre, anche gli angoli di inclinazione dell'elicottero rispetto al piano della nave hanno un ruolo chiave nella generazione dei danni. Quando un evento viene giudicato da questi criteri come duro (lasciando tale giudizio alla sensibilità del pilota), l'approccio di manutenzione corrente costringe obbligatoriamente inviare l'elicottero in manutenzione.

Attualmente esistono quindi due problemi fondamentali da risolvere:

- Valutare con precisione l'effettiva durezza dell'atterraggio, l'acutezza del danno e quindi stabilire con certezza quando avviare il processo di manutenzione.
- Individuare la zona in cui effettivamente il danno si verifica.

Uno dei metodi per affrontare i problemi nel migliore dei modi è proprio sviluppare un sistema SHM per sviluppare una strategia efficiente basata sui vantaggi intrinseci della CBM. Si potrebbero avere quindi dei vantaggi sia in termini di tempi di inattività che di sicurezza nel volo.

In (6) e (7) vengono riportati delle tipologie di progettazione dell'intero sistema a bordo che sono basati su esperienze virtuali derivanti dall'applicazione di modelli a elementi finiti. Si nota come grandi vantaggi sono possibili soprattutto nella fase di prognosi, ma una sfida importante deve ancora essere risolta. Infatti un designer di aeromobile dovrà certamente affrontare le limitazioni logistiche sul numero consentito di sensori che possono essere installati praticamente su strutture volanti. A tale scopo in (8) viene proposto un metodo che indica una selezione delle zone più importanti per l'installazione della rete di sensori andando a identificare le aree potenzialmente più soggette alla nucleazione e propagazione di crepe derivanti da atterraggi duri. Anche non applicando questa procedura si possono creare una serie di database che raccolgono dati storici sulle manutenzioni e identificare quindi le aree più critiche attraverso analisi statistiche.

Entrando nella trattazione matematica della manovra si possono stabilire tre parametri fondamentali tipici che influenzano direttamente gli sforzi agenti sulla struttura:

- Pitch. È l'angolo ( $\vartheta$ ) che, posto l'osservatore di fronte alla cabina pilota, sussiste tra il suolo e il piano di rotazione del rotore principale nel momento in cui avviene il primo tocco con il suolo stesso.
- Roll. È l'angolo ( $\phi$ ) che, posto l'osservatore di lato, sussiste tra il suolo e il piano di rotazione del rotore principale nel momento del primo tocco con il suolo.
- Velocità di atterraggio  $v$ .

Nella Figura 34 vengono illustrati i tre parametri sopraelencati.

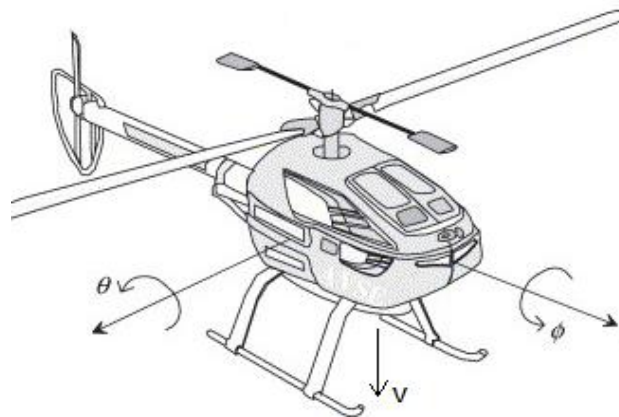


Figura 34- Pitch, roll e velocità atterraggio

Nella procedura viene usata una funzione che mette in relazione direttamente i tre parametri con lo sforzo massimo a cui è soggetto l'elicottero nell'istante in cui il velivolo tocca il terreno:

$$\sigma_{max} = (2423.9 - 609,303\varphi^2 - 997.246\theta^2 + 318.797\theta\varphi^2 - 0.780584v\varphi^2 - 1.71013v\theta^2 + 0.639555\theta v\varphi^2 + 0.168989v\varphi^2\theta^2) \frac{1}{1.50814} \quad (29)$$

dove i valori della velocità sono espressi in millimetri al secondo.

Nella Figura 35, Figura 36 e Figura 37 sono riportate le curve di livello dello sforzo massimo fissando alternativamente uno dei tre parametri fondamentali:

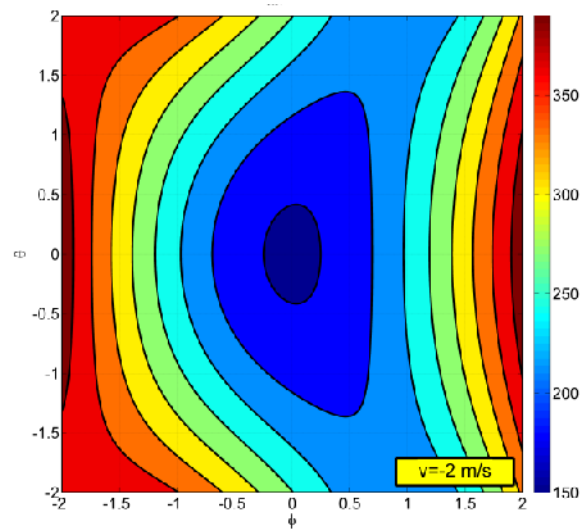


Figura 35- Curve di livello fissata la velocità di atterraggio a -2 m/s

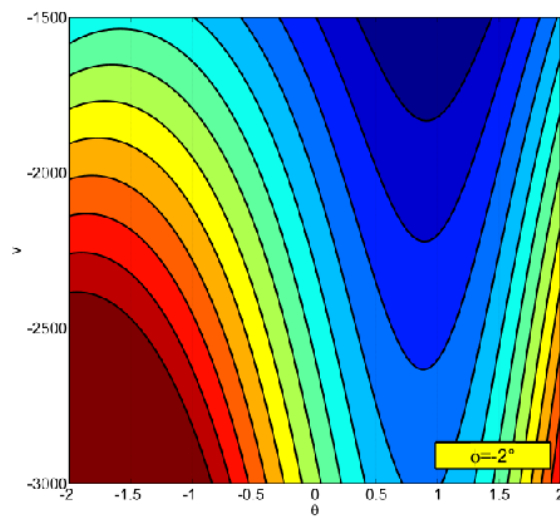


Figura 36- Curve di livello fissato l'angolo di roll a  $-2^\circ$



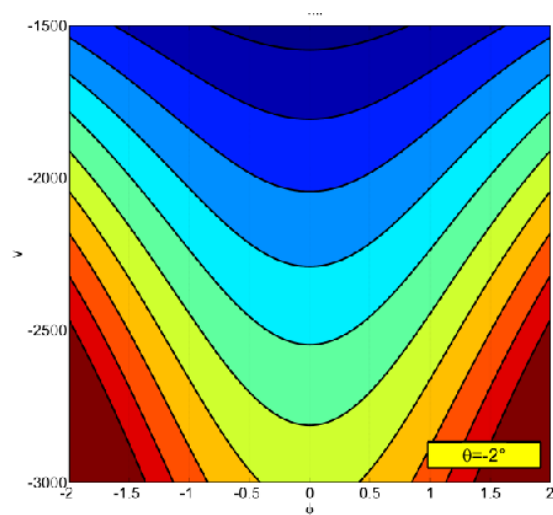


Figura 37- Curve di livello fissato il valore dell'angolo di pitch a  $-2^\circ$

In riferimento al capitolo precedente sappiamo che la lega di alluminio scelta per l'intera struttura della fusoliera è la lega Al-CU 2024 che ha come limite di sforzo massimo il valore di 330 Mpa.

La presenza di questa soglia spinge, allo scopo di semplificare la trattazione, a modellare il processo in modo tale che si verifichino due scenari ben distinti (condizione on/off di rottura):

- Se la soglia viene superata allora una rottura, in un punto non determinabile a priori, viene a verificarsi.
- Se la soglia non viene superata allora non avviene alcun danneggiamento strutturale.

Questa particolare scelta ha spinto a differenziare la trattazione rispetto al capitolo precedente in cui il compito dei sensori era quello di verificare la lunghezza della frattura da fatica che si andava a creare. In quel caso si è scelto quindi di usare funzioni statistiche che modellassero l'imprecisione nelle letture rispetto al valore effettivo. Invece in questo capitolo, affrontando danneggiamenti che possono verificarsi o meno, senza valutare l'effettiva entità del danno stesso, si è scelto di modellare l'imprecisione del sensore con percentuali di affidabilità delle letture, che affinché restituiscano valori accettabili degli output sono molto vicini all'unità (dal 97 al 99%).

## 5.2. Costruzione dei modelli

La logica seguita per la creazione dei due modelli di simulazione è la stessa seguita nel capitolo precedente e molte strutture logiche e variabili vengono riprese dai modelli precedenti.

Il primo dei due modelli andrà a simulare come attualmente si valutano gli eventuali danneggiamenti derivanti da atterraggi duri, mentre il secondo come il processo si modifica con l'introduzione a bordo del velivolo della rete di sensori che teoricamente si assume già ottimizzata e in grado di valutare tutti i possibili danneggiamenti nelle zone più critiche.

L'intera fase di generazione delle entità (Figura 17), creazione della base operativa (Figura 18) e del modellino logico secondario per la generazione delle missioni (Figura 19) rimane modellata allo stesso modo del capitolo precedente.

La differenza tra i due modelli, così come spiegato, risiede nel monitoraggio del danno, ma non sulla sua generazione che statisticamente continua a avvenire nel medesimo modo. Si procede quindi costruendo un insieme di blocchi logici che si occupano di generare contemporaneamente i valori dei parametri tipici della manovra di atterraggio, attuare una verifica sulle soglie minime (Tabella 10), e calcolare infine il valore di sforzo massimo che effettivamente si verificherà (Figura 38).

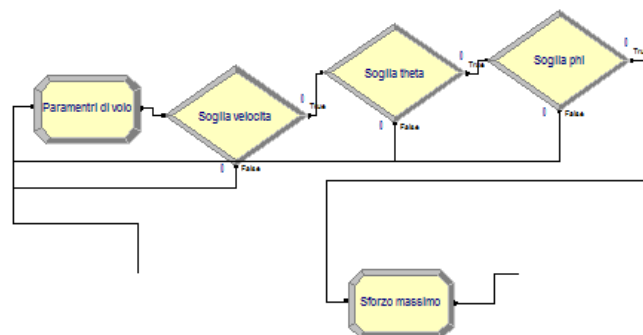


Figura 38-Logica per calcolo sforzo massimo

La fase di monitoraggio e la sua modellazione invece si differenzia a tal punto che verranno spiegati in due sottocapitoli differenti.

### 5.2.1. Monitoraggio a sensibilità del pilota

Una volta effettuato l'atterraggio il pilota sfrutta la sua esperienza e la sua sensibilità per capire se l'impatto con il suolo è stato eccessivamente violento e se lo ritiene tale avvia il processo di ispezione che in caso di esito positivo (ovvero se si evidenzia la presenza del danno) si avvia la procedura di manutenzione vera e propria.

La procedura richiede quindi la presenza prima di un blocco di tipo *assign* in cui si modella la lettura manuale che si avrà come media il valore effettivo del danno. Il *decide* seguente indirizzerà l'entità verso la serie di moduli in cui avviene il processo di trasferimento e manutenzione in caso di verifica della condizione sulla lettura del pilota. In caso di esito negativo un altro *decide* verifica che la lettura è stata corretta o meno. In entrambi i casi l'entità tornerà alla sua piazzola di competenza ma nel caso lo faccia con un danno che il pilota non è in grado di cogliere allora un contatore automatico aggiornerà una variabile che al termine della *run* segnalerà il numero di voli complessivi effettuati in condizioni di mancanza di sicurezza. Oltre il contatore un altro modulo *assign* assegna a un vettore variabile (1;0) con tante righe quante sono le entità il valore di 1 se tale entità torna in base nonostante il danneggiamento subito. Nella missione successiva il pilota con una determinata probabilità si potrebbe rendere conto anche in condizioni di atterraggio normale della presenza di un danno pregresso; così viene spiegata l'esistenza dei due moduli *decide* che sono presenti a valle del modulo *assign* che calcola la funzione dello sforzo massimo. (Figura 39)

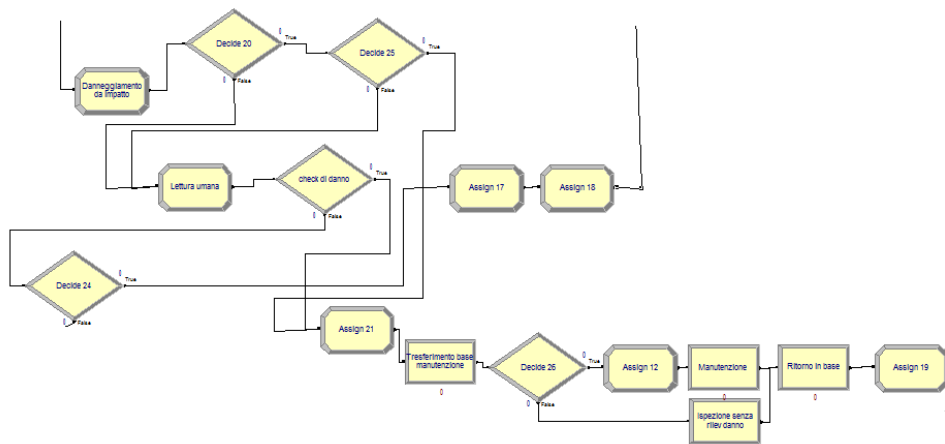


Figura 39-Particolare del modello senza SHM

### 5.2.2. Monitoraggio con il sistema SHM

Completata la missione il sistema di sensori si occupa di monitorare lo stato di salute della struttura. Si impone quindi la presenza di un modulo *decide* che concettualmente identifica il danno se il valore di sforzo massimo supera la soglia di 330 Mpa. Le due uscite del *decide* sono connesse a due ulteriori moduli dello stesso tipo che hanno il compito di dividere ulteriormente il possibile percorso delle entità andando a modellare l'affidabilità delle letture dei sensori sia nel caso di presenza del danno che in assenza di esso. Da un lato quindi si creeranno mancate letture (e quindi una variabile di conteggio calcola il numero di danni in condizioni di mancanza di sicurezza) e dall'altro dei falsi allarmi che andranno a impattare sui tempi di fermo inviando l'entità in manutenzione anche se non necessario. (Figura 40)

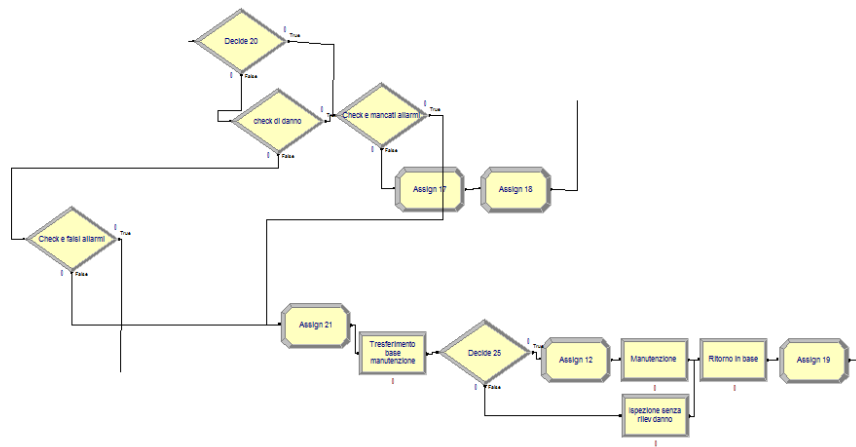


Figura 40-Particolare del modello con SHM

### 5.3. Ipotesi statistiche

Molte delle ipotesi utilizzate sono le stesse che sono state impostate al capitolo precedente e per questo motivo non verranno ripetute. Quelle specifiche di questo capitolo sono invece descritte nel seguente elenco:

- I valori dei parametri fondamentali dell'atterraggio sono distribuiti secondo una variabile statistica di tipo normale. Valori medi e deviazioni standard sono riportate in Tabella 9.

	Valore medio	Deviazione standard
<b>Pitch (<math>\vartheta</math>)</b>	0	0,4
<b>Roll (<math>\phi</math>)</b>	0	0,4
<b>Velocità (<math>v</math>) in m/s</b>	-2	0,33

Tabella 9-e deviazione standard dei parametri fondamentali dell'atterraggio

La funzione ( ) per il calcolo dello sforzo massimo ha però la caratteristica di non essere definita per tutti i valori a causa della presenza di una radice. La mancanza del valore che in alcuni casi si verifica manda in arresto automatico il simulatore che non essendo in grado di effettuare il calcolo non è in grado di continuare con la *run*. Per questo motivo attraverso l'utilizzo di excel si è riusciti a individuare tre soglie, che se vengono rispettate contemporaneamente restituiscono sempre un risultato numerico al calcolo dello sforzo massimo (Tabella 10).

	Soglie minime
<b>Pitch (<math>\vartheta</math>)</b>	-2,2
<b>Roll (<math>\phi</math>)</b>	-2,2
<b>Velocità (<math>v</math>) in m/s</b>	-1

Tabella 10-Soglie minime

Questa imposizione forzata costringe il simulatore, nel caso in cui si verifica che uno dei tre parametri ha un valore inferiore alla rispettiva soglia, a generare nuovamente i numeri (Figura 38). In ( ) sono riportate le distanze delle soglie dai valori medi espresse in multipli di deviazioni standard e quindi attraverso l'utilizzo delle tavole della funzione di ripartizione della variabile normale standardizzata il numero di casi che si perdono per ogni parametro caratteristico (Tabella 11).

	Distanze da valor medio in $\sigma$	Casi persi in %
<b>Pitch (<math>\vartheta</math>)</b>	5,5	0,0001
<b>Roll (<math>\phi</math>)</b>	5,5	0,0001
<b>Velocità (<math>v</math>)</b>	3	0,135

Tabella 11-Percentuale dei casi che si perdono

In definitiva quindi si perdono solamente lo 0,13% dei casi possibili.

- I tempi di ispezione (e constatazione che il danno non si è verificato) sono modellati con una variabile di tipo normale con valor medio di 1 ora e deviazione standard di 0,2 ore.
- Per quanto riguarda la sensibilità del pilota si immagina che quest'ultimo colga il valore effettivo dello sforzo massimo ma con una dispersione molto ampia ( $\sigma=1/8$  del valore effettivo).

## 5.4. Risultati

I risultati derivanti dalle simulazioni effettuate con l'utilizzo dei modelli con tutte le ipotesi impostate sono stati raccolti con la stessa procedura utilizzata nel capitolo precedente. In figura viene riportato un esempio di report auto-generato da software.

### Accumulated Time

Accum VA Time	Value
Flight con danno	43583.17
Ispezione senza rilev danno	893.37
Manutenzione	1421.31
Process 9	0.00
Ritorno in base	2062.01
Tresferimento base manutenzione	2063.64

Le variabili parametriche scelte sono le seguenti:

- Frequenza delle missioni.
- Affidabilità delle letture dei sensori.

Gli output di interesse restituiti dal simulatore sono:

- Tempo impiegato in missione.
- Tempi necessari per svolgere le attività di manutenzione.
- Tempi persi per i trasferimenti tra le varie basi.

Anche in questo caso la lunghezza delle *run* scelta corrisponde a 10 anni di via operativa dei velivoli.

La grande mole di dati generata è stata lavorata e compattata in una semplice tabella (Tabella 12) riassuntiva i cui colori aiutano nell'interpretarla:

Affidabilità delle letture	0,99			0,98			0,97		
Frequenza missioni	0,33 h	1 h	2 h	0,33 h	1 h	2 ore	0,33 h	1 ora	2 ore
aumento ore manutenzione	38,0%	35,1%	19,5%	63,1%	62,5%	63,5%	90,8%	90,3%	79,4%
disponibilità con shm	74,3%	89,7%	94,6%	73,5%	89,3%	94,3%	72,6%	89,5%	94,1%
disponibilità senza shm	74,4%	89,8%	94,6%						
diminuzione disponibilità	-0,1%	-0,1%	0,0%	-0,9%	-0,5%	-0,3%	-1,8%	-0,3%	-0,5%
% voli con danno eliminati	-96,9%	-97,7%	-96,2%	-94,9%	-96,6%	-88,5%	-94,9%	-87,5%	-90,4%

Tabella 12-Risultati delle simulazioni per i danni da impatto

Dall'analisi della tabella riassuntiva una serie di commenti e considerazioni possono essere effettuate:

- Il risultato più importante che emerge è che l'inserimento del sistema di sensori crea una serie di allarmi, che non sempre corrispondono a effettivi danneggiamenti, che nel risultato globale determinano una diminuzione della disponibilità dei velivoli a causa degli incrementi dei tempi di fermo per le manutenzioni e per i conseguenti tempi di trasferimento interbase. Si noti come il sistema così come è stato modellato rappresenta il caso peggiore in quanto nessuna ispezione viene svolta direttamente nella *squadron base* e questo causa la presenza di trasferimenti alla base di manutenzione anche se questi non sono necessari.
- A fronte di un peggioramento del risultato sulla disponibilità però il sistema SHM permette di abbattere quasi totalmente il numero di volte che le missioni vengono svolte in condizioni di volo non idonee, a causa della presenza delle fratture nella struttura che possono compromettere la navigabilità del velivolo.
- Infine si nota ovviamente come i risultati tendono a migliorare a fronte dell'aumento dell'affidabilità delle letture dei sensori. Il dato permette di dedurre che la sfida che i progettisti devono affrontare, è senza dubbio quella di garantire che la tecnologia faccia in modo di abbattere, nel limite del possibile, tutte le false letture che impattano notevolmente sui tempi di inattività dei velivoli.



## 6. Monitoraggio di tutte le tipologie di danneggiamenti

L'ultima parte della tesi si occupa di modellare la situazione in cui il sistema SHM si occupa contemporaneamente di monitorare sia i danni derivanti dalla fatica nei materiali che quelli dagli impatti durante la manovra di atterraggio. Per fare ciò si decide di costruire due modelli che sono frutto della composizione dei modelli di simulazione usati nei capitoli precedenti andando a utilizzare le stesse ipotesi statistiche e gli stessi dati di input introdotti.

La costruzione è risultata non molto complessa in quanto non esiste alcuna relazione statistica che, introdotta contemporaneamente, possa far risultare non corretta la modellazione.

Nella Figura 41 e nella Figura 42 vengono illustrati i modelli completi.

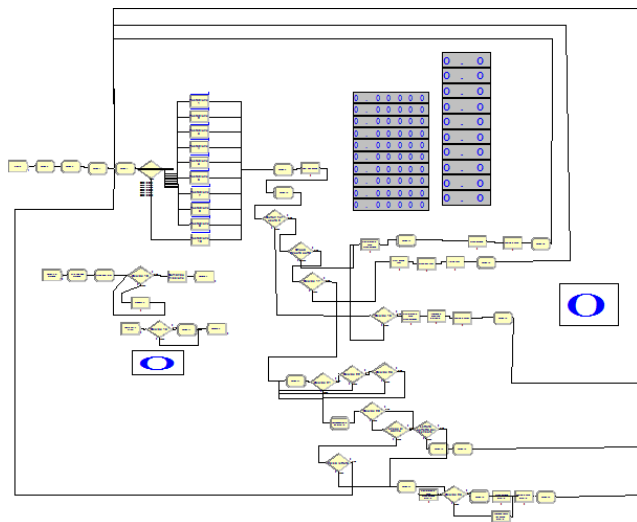


Figura 41-Modello con SHM per i danni da impatto e da fatica

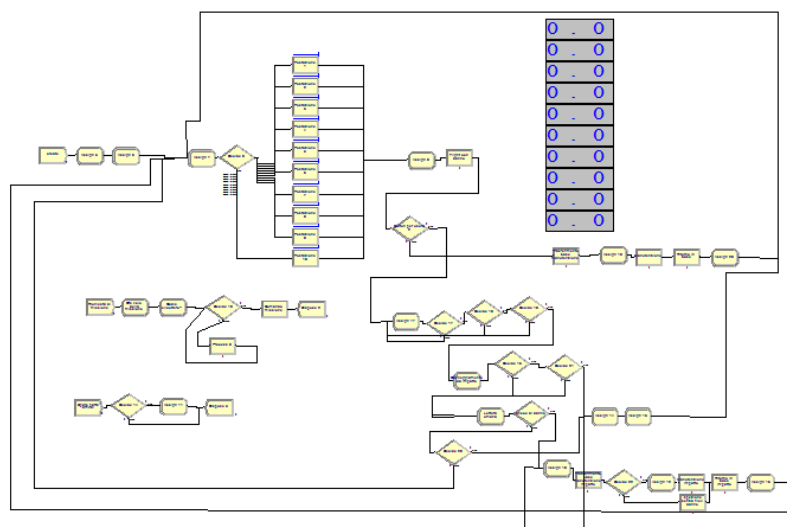


Figura 42-Modello generale senza applicazione SHM

## 6.1. Risultati

I risultati che seguono sono frutto dell'accorpamento dei modelli che simulano la presenza del sistema SHM e di quelli che non lo prevedono allo scopo di valutare quelli che sono le sovrapposizioni degli effetti e capire quali sono i casi in cui effettivamente c'è convenienza dal punto di vista della disponibilità dei velivoli e dei tempi di fermo. Inoltre permettono di capire, nel futuro sviluppo del progetto, quali devono essere le leve su cui agire e su cosa investire affinché si assista a un effettivo miglioramento delle prestazioni complessive dell'intero sistema.

Usando ancora una volta la procedura di raccolta dei risultati dai report di simulazione si evidenziano quali variabili sono state scelte per essere usati come parametri modificabili:

- Frequenza delle missioni.
- Intervallo di manutenzione per i danni non monitorati dal sistema SHM.
- Affidabilità delle letture dei sensori per quanto riguarda i danni da impatto.

Tra l'insieme degli output generati dalle simulazioni si vanno a scegliere quei valori, che opportunamente accorpati restituiscono la Tabella 13:

	Intervallo man danni non monit	2000 ore			3000 ore			4000 ore		
Affidabilità sensori impatto	Frequenza missioni	0,33 ore	1 ora	2ore	0,33 ore	1 ora	2ore	0,33 ore	1 ora	2ore
0,995	Aumento ore manutenzione	1,74%	-4,92%	-5,71%	-3,20%	-9,32%	-11,50%	-4,90%	-9,71%	-13,48%
	Diminuzione disponibilità	0,33%	0,19%	0,10%	0,35%	0,20%	0,13%	0,42%	0,20%	0,13%
	% voli con danno eliminati	-97,66%	-100,00%	-95,35%	-99,22%	-98,82%	-95,35%	-98,44%	-97,65%	-95,35%
0,99	Aumento ore manutenzione	15,07%	6,41%	4,04%	9,31%	2,42%	-4,40%	-0,75%	4,26%	-7,45%
	Diminuzione disponibilità	-0,09%	-0,05%	-0,02%	-0,07%	-0,03%	0,02%	0,06%	-0,04%	0,03%
	% voli con danno eliminati	-90,23%	-94,12%	-90,70%	-89,84%	-96,47%	-83,72%	-91,41%	-91,76%	-81,40%
0,98	Aumento ore manutenzione	26,50%	27,64%	19,35%	17,29%	8,15%	17,13%	15,40%	19,88%	12,73%
	Diminuzione disponibilità	-0,93%	-0,52%	-0,26%	-0,83%	-0,44%	-0,24%	-0,78%	-0,46%	-0,23%
	% voli con danno eliminati	-94,92%	-92,94%	-93,02%	-94,14%	-95,29%	-88,37%	-95,70%	-94,12%	-90,70%
0,97	Aumento ore manutenzione	40,08%	40,61%	45,16%	35,31%	32,07%	28,27%	32,55%	25,80%	32,08%
	Diminuzione disponibilità	-1,75%	-0,95%	-0,51%	-1,72%	-0,89%	-0,45%	-1,65%	-0,81%	-0,47%
	% voli con danno eliminati	-90,23%	-94,12%	-90,70%	-89,84%	-96,47%	-83,72%	-91,41%	-91,76%	-81,40%

Tabella 13-Risultati finali

In verde sono riportati i casi in cui gli effetti combinati restituiscono risultati migliorativi.

Dall'analisi della tabella si evince che:

- I risultati migliori si ottengono per valori più alti dell'affidabilità dei sensori. Allo scopo di evidenziare questa tendenza è stato aggiunto all'interno delle simulazioni un ulteriore livello di affidabilità (99,5 %) rispetto al capitolo precedente.
- Le percentuali di abbattimento dei voli in condizioni non idonee (per la presenza di danni derivanti da *harsh landing*) risultano essere in tutti i casi superiori al 90%.
- Per lo studio di come le frequenze impattino sulle performance si rimanda ai risultati emersi nel capitolo 4.

- L'incremento della disponibilità è garantito dall'applicazione del sistema SHM ai danni da fatica è in parte annullata (nei casi in rosso completamente) dalla presenza dei falsi allarmi derivanti dal monitoraggio dei danni da impatto. Questo non deve essere considerato necessariamente una riduzione delle performance perché anche l'incremento della sicurezza può essere considerato una riduzione in termini di costo ma è solo difficilmente quantificabile.

## **7. Conclusioni e sviluppi futuri**

Come più volte spiegato all'interno dell'elaborato, la tesi si occupa di fornire un metodo per la valutazione, attraverso l'utilizzo di modelli di simulazioni a eventi discreti, dei vantaggi che si possono ottenere dall'introduzioni di sistemi di sensori SHM nelle strutture degli elicotteri da guerra. Il risultati ottenuti saranno usati come dati di input per la costruzione del modello di costi all'interno del progetto Astinax.

La sfida sarà quella di migliorare e rendere più precise le ipotesi statistiche che sono state usate. Allo stato attuale è stato comunque possibile dare un ordine di grandezza alla riduzione dei tempi di manutenzione che si rifletteranno direttamente sui costi totali del sistema. Inoltre dallo studio sui danni da impatto derivanti da atterraggi difficili, a causa delle condizioni operative avverse, si evidenzia forte incremento in termini di sicurezza e tale aspetto è difficilmente declinabile in un effettivo decremento dei costi associati.

Di rilevante importanza resta l'obiettivo dei progettisti che deve essere quello di ridurre il più possibile il MTBF del sistema stesso e l'affidabilità delle letture affinché i miglioramenti che la sua introduzione introduce potrebbero essere erosi se questi parametri non fossero idonei.

Inoltre lo studio della dipendenza tra i vantaggi e la frequenza delle missioni (derivante dalla loro schedulazione) offre un interessante spunto di ricerca per il futuro. Anche uno studio sulla fatica e la possibile applicazione del sistema in più punti della struttura ritenuti critici da questo punto di vista potrebbe aiutare a capire se ulteriori vantaggi si possono creare o meno.

## Bibliografia

1. *Modellazione della resistenza post-impatto di laminati in composito*. **M, Cattaneo**. Milano : s.n., 2009.
2. *Costruzioni di macchine 1*. **P. Davoli, L. Vergani, S. Beretta, M. Guagliano, S. Baragetti**. Milano : McGraw-Hill.
3. *An Integrated Approach to a Condition Based Maintenance policy and applications*. **Vismara, G**. Milano : Politecnico di Milano, 2011.
4. *Comparing aircraft maintenance approaches based on structural health monitoring*. **C. Gogu, S. pattabhiraman, Lea D. Cot, Nam H. Kim, Raphael T. Haftka, Christian Bes**. Gainesville, FL : s.n.
5. *Application of Structural Health Monitoring Over Critical Helicopter Fuselage Component*. **C. Sbarufatti, A. Manes, M. Giglio, U. Mariani, R. Molinaro, W. Matta, I. Di Iuzio, D. Toscani, F. Archetti, L. BJerkan, R.Hudec, V. Wiesr, P. Makys, J. Gozdecki, C. Katsikeros**.
6. *Performance optimization of a diagnostic system based upon a simulated strain field for fatigue damage characterization*. **C. Sbarufatti, A. Manes, M. Giglio**. 2013.
7. *Prognostic health management system for the On-board assessment of crack evolution in aluminium stiffened structures*. **C. Sbarufatti, A. Manes, M. Giglio**.
8. *Helicopter harsh landing events: A computational Hybrid methodology to estimate fuselage damage*. **G. Vallone, A. Manes, C. Sbarufatti, M. Giglio**. Milano : Politecnico di Milano.
9. *A review on machinery diagnostic and prognostic implementing condition-based maintenance*. **A. Jardine, D. Lin, D. Banjevic**. 2006.
10. *An integrated platform for diagnostic, prognostic and maintenance optimization*. **R. Abujamra, D. L. A.K.S. Jardine, D. Bankevic, J. Lee**. Arles : s.n., 2004.
11. *Avalability of weapons system with multiple failures and logistic delays*. **K. S. Upadhya, N.K. Srnivasan**. 2003.