

POLITECNICO DI TORINO

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA MECCANICA E AEROSPAZIALE

Corso di Laurea in Ingegneria meccanica

Tesi di Laurea Magistrale

**Modello completo di sistema di
comandi di volo per elicotteri e
relativa analisi su fault detection**



Relatori

Prof. Massimo SORLI

Prof. Giovanni JACAZIO

Dott. Andrea DE MARTIN

Candidato

Andrea NESCI

matricola: 250159

ANNO ACCADEMICO 2018-2019

*Prediction is very difficult, especially about
the future.*

NIELS BOHR

Sommario

Uno dei sistemi automatici di volo più adoperato per la stabilizzazione della dinamica degli elicotteri è lo *Stabilization and Command Augmentation System (SCAS)*: esso permette di ridurre il carico di lavoro del pilota e l'impatto dei disturbi esterni sull'elicottero, dimostrandosi fondamentale in operazioni complesse. Visto il fervore dell'industria aeronautica per l'introduzione, in componenti critici, di una manutenzione predittiva e vista la scarsità di sistemi siffatti per il componente in questione, la presente tesi si pone come obiettivo il progetto di un sistema *CBM/PHM* per un attuatore *SCAS* nell'ottica di evidenziarne la *fattibilità tecnica*.

Partendo dal modello completo di un *Main Rotor Actuator (MRA)* in condizioni nominali, verranno inseriti due differenti guasti: degradazione di una molla di centraggio e usura delle guarnizioni tra pistone e cilindro. I modelli di entrambe le degradazioni verranno derivati per via teorica rispettivamente tramite le equazioni della *Meccanica della Frattura Lineare Elastica (MFLE)* e attraverso l'**ipotesi di Reye**. Uno studio approfondito dei dati provenienti dai sensori e di un numero statisticamente consistente di simulazioni, permetterà di individuare varie *feature*; un'accurata analisi di queste consentirà di discernere i parametri maggiormente caratteristici dello stato di salute del sistema. A tale scopo sono introdotte varie metodologie (matrice di correlazione, *SNR*, *ROC Analysis*, *AUC Analysis*, *Success function*), solo la sintesi dei risultati consentirà la scelta definitiva. Le *feature* selezionate avranno un ruolo centrale nelle fasi *online* di prognostica, in cui l'approccio adottato è di tipo *model-based* e l'algoritmo impiegato è il *particle filter*, di cui verrà effettuata una succinta disamina. Ciò permetterà di individuare la presenza di un guasto (**FDI** - *Fault detection and Identification*) e calcolare la *Remaining Useful Life (RUL)* del componente, fornendo il dovuto grado di confidenza. Infine verranno valutate le *performance* dell'algoritmo di prognostica ($\alpha - \lambda$ *accuracy*, *RA*, *CRA*) e misurati i tempi di calcolo.

Una delle caratteristiche principali della presente ricerca è l'implementazione del sistema *CBM/PHM* senza l'introduzione di ulteriori sensori ma adoperando solamente i dati resi disponibili dal sistema avionico. Ciò ha come vantaggio l'applicabilità del progetto a sistemi *SCAS* già operativi, privi di sensori aggiuntivi rispetto quelli qui considerati.

Indice

Elenco delle figure	7
Elenco delle tabelle	10
1 Introduzione	14
1.1 Comandi di volo per elicotteri	14
1.1.1 Main Rotor Actuator	16
1.1.2 Stabilization and Command Augmentation System	17
1.2 Prognostica	19
1.2.1 Architettura	19
1.2.2 Benefici	21
1.3 Obiettivo e motivazioni	22
2 Modello	24
2.1 Proprietà del fluido idraulico	25
2.1.1 Densità	26
2.1.2 Viscosità	27
2.1.3 Modulo di Bulk	28
2.2 Pipe	30
2.3 SCAS	32
2.3.1 Controllore	33
2.3.2 Solenoid Shutoff Valve	35
2.3.3 Actuation system	36
2.3.4 LVDT	39
2.4 Linkage	40
2.5 Main control valve	41
2.6 Main Actuator & Load	44

3	Modelli di degradazione e simulazione	47
3.1	Modelli di degradazione dell'attuatore <i>SCAS</i>	47
3.1.1	Degradazione della molla	47
3.1.2	Usura delle guarnizioni	63
3.2	Simulazione	69
3.2.1	Incertezza nelle grandezze	69
3.2.2	On Ground Test	71
3.2.3	Missione	72
4	Feature selection	75
4.1	Analisi preliminare	77
4.1.1	Degradazione molla	77
4.1.2	Usura guarnizioni	79
4.2	Individuazione	81
4.2.1	Test a terra	81
4.2.2	Missione	82
4.3	Valutazione	84
4.3.1	Feature Ridondanti	84
4.3.2	Matrice di correlazione	85
4.3.3	Signal to Noise Ratio	86
4.4	Performance	87
4.4.1	ROC	88
4.5	Conclusioni	91
5	Fault Detection and Identification	92
5.1	Modello matematico	93
5.2	Particle filter nel processo FDI	96
5.2.1	Importance sampling	96
5.2.2	Resampling	98
5.3	Risultati	99
5.3.1	Degradazione molla	99
5.3.2	Usura guarnizioni	101
6	Failure Prognosis	103
6.1	Particle filter nel processo di prognosi	105
6.1.1	Long-term prediction	106
6.1.2	RUL estimation	106
6.2	Risultati	109
6.3	Performance	113

6.3.1	$\alpha - \lambda$ accuracy	113
6.3.2	RA e CRA	116
6.4	Tempo di calcolo	118
7	Conclusioni	119
A	Modello d'attrito	122
	Bibliografia	124

Elenco delle figure

1.1	Particolare di un piatto oscillante (<i>swash plate</i>) [2]	15
1.2	Sistema idraulico di un elicottero [2]	16
1.3	Schema idraulico MRA	17
1.4	Schema a blocchi del controllo di uno SCAS [5]	18
1.5	Architettura sistema <i>CBM/PHM</i>	20
1.6	Benefici diagnosi e prognosi [16]	21
1.7	Approcci alla prognostica [13]	23
2.1	Modello Simulink dell'intero <i>MRA</i>	25
2.2	Densità in funzione della temperatura	27
2.3	Viscosità cinematica in funzione della temperatura (asse delle ordinate logaritmico)	28
2.4	$\beta_e = \beta_e(f, p, T)$	29
2.5	Modello Simulink del condotto idraulico di mandata	32
2.6	Modello Simulink dello <i>SCAS</i>	33
2.7	Confronto tra l'andamento nel tempo della $V_{f/b}$ rispetto la V_{rif} all'istante iniziale e finale del processo di ottimizzazione	34
2.8	Valore della funzione obiettivo ai vari passi dell'algoritmo	35
2.9	Modello Simulink dell'attuazione dello <i>SCAS</i>	36
2.10	Schema attuatore <i>SCAS</i>	37
2.11	Diagramma di corpo libero attuatore <i>SCAS</i>	38
2.12	Modello LVDT	39
2.13	Modello del leveraggio	40
2.14	Simulink del leveraggio	41
2.15	Sezione valvola principale <i>MRA</i>	42
2.16	Modello della valvola principale <i>MRA</i>	42
2.17	Schema idraulico della valvola principale <i>MRA</i>	43
2.18	Modello attuatore principale e superficie di controllo	44

2.19	Diagrammi di corpo libero dell'attuatore principale e del carico	45
2.20	Schema a blocchi dell'attuatore principale	46
3.1	Sollecitazioni molla	49
3.2	Sistema di coordinate e tensioni sulla sezione	50
3.3	Stato piano di tensione nel punto P	50
3.4	Sezione filo molla con difetto semiellittico	54
3.5	Andamento della rigidezza totale della molla al variare della lunghezza del difetto	56
3.6	Filo molla sottoposto a torsione	57
3.7	Lunghezza critica del difetto e andamento delle equazioni (3.36) e (3.8)	59
3.8	Propagazione del difetto a tempo reale per diverse ampiezze di carico sinusoidale	60
3.9	Rainflow di una missione	61
3.10	Propagazione accelerata del difetto durante le missioni del componente	61
3.11	Trafilamenti in condizioni di normale funzionamento nell'attuatore <i>SCAS</i>	65
3.12	Risposta in frequenza dello <i>SCAS</i> per differenti valori di coefficienti di trafilamento	67
3.13	Andamento dei trafilamenti per differenti parametri	68
3.14	Coefficiente di trafilamento K_{l1} al variare del lavoro delle forze di attrito	69
3.15	Funzione di densità di probabilità della viscosità cinematica alla temperatura di $T = 20^\circ\text{C}$	70
3.16	Spostamento attuatore <i>SCAS</i> durante i test pre volo	72
3.17	Set <i>SCAS</i> e comando pilota durante una missione del <i>MRA</i>	73
3.18	Forza esterna derivante dai carichi aerodinamici sulla superficie di volo connessa all'attuatore principale del <i>MRA</i>	74
4.1	Piramide <i>DIKW</i>	76
4.2	Risultati simulazioni, confronto tra molla in condizioni sane e degradata	78
4.3	Risultati simulazioni, confronto tra guarnizione in condizioni sane e degradata	80
4.4	Posizione attuatore principale <i>MRA</i> in volo	80
4.5	<i>Feature G2</i> : nella colonna di sinistra il guasto è della molla, in quella di destra il guasto è della guarnizione	82
4.6	<i>Feature I3</i> : nella colonna di sinistra il guasto è della molla, in quella di destra il guasto è della guarnizione	83
4.7	Distanza KL per le singole <i>feature</i> rispetto la <i>baseline</i> al variare della <i>severity</i> nel caso di guasto alla molla	85
4.8	Dipendenza <i>feature</i> da fattori interni ed esterni ($\rho_{D,F}$ riportato in valore assoluto)	87

4.9	Analisi <i>ROC feature</i> I2 molla	89
4.10	Analisi <i>ROC feature</i> I7 guarnizione	90
4.11	Accuratezza e <i>severity</i> al rilevamento	90
4.12	Sunto delle proprietà delle <i>feature</i> : il raggio del cerchio è proporzionale al <i>SNR</i>	91
5.1	Fault detection e diagnosi	92
5.2	<i>Fault Detection and Identification (FDI)</i>	93
5.3	<i>Hidden Markov Model</i>	95
5.4	Processo <i>PF</i>	98
5.5	Distribuzione particelle in condizioni di <i>baseline</i> e al momento dell'individuazione del guasto	99
5.6	Progressione del guasto e identificazione	100
5.7	Probabilità stato del sistema	100
5.8	Distribuzione particelle in condizioni di <i>baseline</i> e al momento dell'individuazione del guasto	101
5.9	Progressione del guasto e identificazione	102
5.10	Probabilità stato del sistema	102
6.1	Schema globale sistema <i>CBM/PHM</i>	103
6.2	Architettura <i>particle filter</i>	105
6.3	Distribuzioni di probabilità	110
6.4	Predizione in termini di <i>feature</i> ed <i>hidden state</i>	111
6.5	<i>Risk function</i> e <i>pdf RUL</i>	112
6.6	$\alpha - \lambda$ <i>accuracy</i>	114
6.7	Risultati $\alpha - \lambda$ <i>accuracy</i>	115
6.8	RA e CRA	117
6.9	Tempi di esecuzione dell'algoritmo di prognostica	118
7.1	Sviluppi futuri	121
A.1	Forza di attrito attuatore principale del <i>MRA</i>	123
A.2	Forza di attrito attuatore <i>SCAS</i>	123

Elenco delle tabelle

2.1	Proprietà del fluido idraulico del sistema: <i>MIL-PRF-83282</i>	30
3.1	Frequenza di taglio per differenti valori di coefficienti di traflamento	66
3.2	Composizione dei segnali dello <i>SCAS</i> (x_{SCAS}) e del pilota (x_i) di una tipica missione del <i>MRA</i>	73
3.3	Tipici valori di forza esterna agente sul <i>MRA</i> : valor medio e alternato di armoniche con frequenza pari a 25 Hz	74
4.1	Feature test a terra	81
4.2	Feature in volo	83
4.3	Matrice dei coefficienti di correlazione	86
4.4	Matrice SNR	87
4.5	Matrice di decisione	88
4.6	Accuratezza <i>feature</i> ad una <i>severity</i> del 30%	89
4.7	<i>Severity</i> ad una <i>POD</i> del 95%	90

Nomenclature

Abbreviazioni

AFCS Automatic Flight Control Systems

AUC Area Under the Curve

CBM Condition Based Maintenance

CMF Cumulative Distribution Function

CRA Cumulative Relative Accuracy

DIKW Data Information Knowledge Wisdom

EHSA Electro-Hydraulic Servo Actuators

EHSV Electro-Hydraulic Servo Valve

EoL End of Life

FDI Fault Detection and Identification

FFT Fast Fourier Transform

FMEA Failure Modes and Effects Analysis

HMM Hidden Markov Model

HUMS Health and Usage Monitoring Systems

IQE Integrated Quadratic Error

LSA Least Squares Approximation

LVDT Linear Variable Differential Transformer

MFLE Meccanica della Frattura Lineare Elastica

MRA Main Rotor Actuator
 PDF Probability Density Function
 PF Particle Filter
 PHM Prognostics and Health Management
 PI Proportional–Integral controller
 PMF Probability Mass Function
 POD Probability Of Detection
 PoF Probability of Failure
 POFA Probability Of False Allarm
 RA Relative Accuracy
 RMS Root Mean Square
 ROC Receiver Operating Characteristics
 ROI Return On Investment
 RUL Remaining Useful Life
 SCAS Stabilization and Command Augmentation System
 SLCM System Life Cycle Management
 SMC Sequential Monte Carlo
 SNR Signal to Noise Ratio
 STP Standard Temperature and Pressure
 ToF Time of Failure
 TTF Time To Failure

Parametri fisici

\mathcal{G} Energy Release Rate
 C Indice molla D/d (D =Diametro molla; d =diametro filo)
 C_d Coefficiente di efflusso (*Discharge coefficient*)

E Modulo di Young

G Modulo di elasticità tangenziale

Simboli matematici

\doteq Per definizione

\perp Indipendenza tra variabili aleatorie

$\mathbb{E}[\cdot]$ Valore atteso

$\mathcal{P}(\cdot)$ Funzione di probabilità

$\mathbb{1}$ Funzione indicatrice

$D_{KL}(\cdot||\cdot)$ Divergenza di Kullback-Leibler

$p(\cdot; \cdot)$ Densità di probabilità congiunta

$p(\cdot|\cdot)$ Densità di probabilità condizionata

$p(\cdot)$ Funzione densità di probabilità

i.i.d. Indipendenti e identicamente distribuite (di variabili stocastiche)

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Comandi di volo per elicotteri

Nella loro configurazione classica gli elicotteri sono manovrati tramite due rotori: il rotore principale (*main rotor*), il quale è responsabile della portanza e dei moti di rollio e beccheggio e il rotore di coda (*tail rotor*)¹, il quale ha la funzione di bilanciare la coppia generata dal rotore principale consentendo al velivolo il moto di imbardata.

Alle pale di entrambi i rotori, oltre ad un moto di rotazione solidale al mozzo, deve essere consentito un moto di rotazione intorno al proprio asse longitudinale, detto di **variazione del passo**, il quale consente la modifica dell'*angolo di attacco*.² I comandi di volo che agiscono tale azione sono:

- **Collettivo** (*collective pitch control*): consente una variazione uniforme del passo delle pale del rotore principale (**passo collettivo**) e dunque dell'angolo di attacco di ciascuna di esse così da modificare la portanza.
- **Ciclico** (*cyclic pitch control*): consente la variazione dell'angolo di inclinazione del rotore principale nel verso di avanzamento voluto, ciò provoca una variazione dell'angolo di attacco delle pale a seconda della posizione angolare delle stesse (**passo ciclico**) così da consentire rollio e beccheggio, è poi quest'ultimo moto a generare l'avanzamento inclinando la risultante rispetto l'asse verticale.

¹Anche se meno frequenti esistono altre tipologie di elicotteri in cui il rotore di coda è sostituito da un secondo rotore principale montato dietro al primo (*tandem rotor helicopters*) oppure coassiale al primo (*coaxial rotor helicopters*). Nei NOTAR[®] (*No Tail Rotor*), invece, l'azione di antirrotazione è ottenuta espellendo l'aria del motore tramite degli opportuni fori nella deriva e controllando lo strato limite attraverso l'effetto Coanda [2].

²Le pale del rotore principale presentano due ulteriori gradi di libertà: *flappeggio* e *brandeggio* [1].

- **Pedaliere** (*anti-torque pedals*): consente il controllo dell'angolo di attacco e dunque della spinta delle pale del rotore di coda.

Il meccanismo del rotore principale³ che consente la variazione di passo (collettivo e ciclico) è il cosiddetto piatto oscillante (*swash plate*) mostrato in figura 1.1. Esso è composto da due parti principali: piatto oscillante fisso (*stationary swash plate*) il quale non può ruotare ma può traslare rigidamente o inclinarsi in una qualsiasi direzione e piatto oscillante rotante (*rotating swash plate*) montato sul precedente, di cui asseconda i movimenti, esso è inoltre messo in rotazione dall'albero motore. Tre martinetti (*control rod*) sono collegati al piatto oscillante fisso di cui ne conducono l'inclinazione sia longitudinale che trasversale, essi sono a loro volta connessi a tre servoattuatori [1].

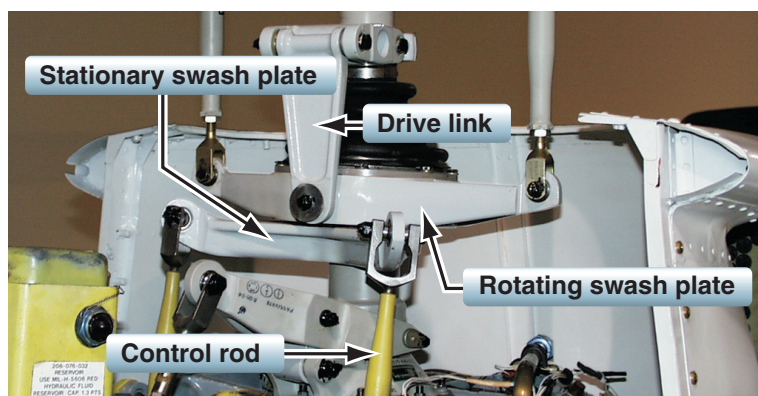


Figura 1.1: Particolare di un piatto oscillante (*swash plate*) [2]

I requisiti dinamici di prontezza e accuratezza richiesti ai controlli di volo e gli elevati carichi a cui essi sono soggetti, hanno fatto sì che i sistemi idraulici siano oggi di largo utilizzo⁴ negli elicotteri [3]. Ecco perché i tre martinetti di cui sopra sono guidati, nella quasi totalità dei casi, da altrettanti servoattuatori idraulici così come mostrato in figura 1.2. Tali attuatori prendono il nome di **MRA** (*Main Rotor Actuator*) e costituiscono l'oggetto di tale tesi.

³Il rotore principale può avere varie architetture e generalmente viene classificato a seconda del tipo di collegamento con le pale in: semi-rigido (*semirigid*), rigido (*rigid*) o completamente articolato (*fully articulated*); in tutti e tre i casi il meccanismo dello *swash plate* rimane invariato.

⁴Elicotteri di peso inferiore ai 3000 Kg con rotori *fully articulated* possono essere controllati manualmente senza necessità di un sistema idraulico che amplifichi la forza del pilota, sicché in questi casi i comandi sono prettamente meccanici [3].

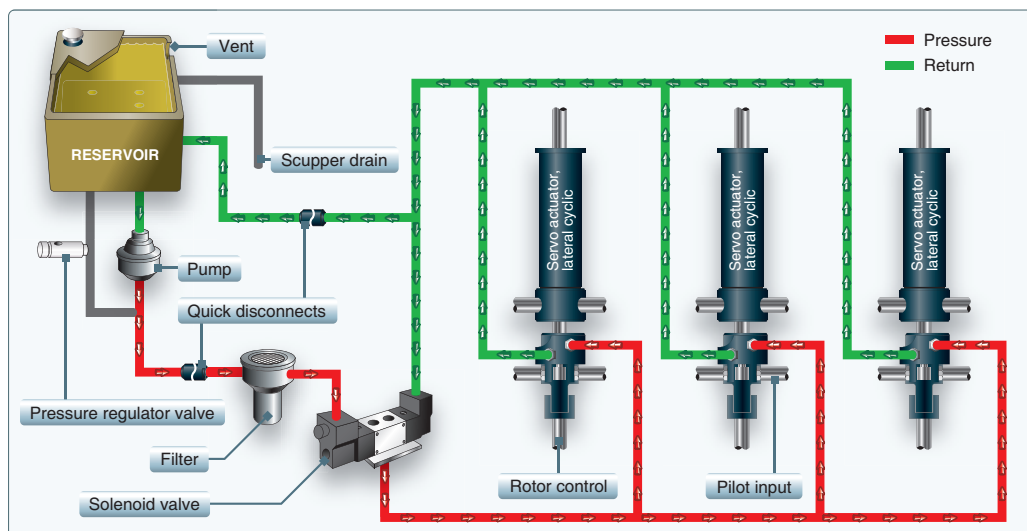


Figura 1.2: Sistema idraulico di un elicottero [2]

1.1.1 Main Rotor Actuator

Si passa in rassegna il funzionamento generale di un *MRA*, il cui schema è visibile in figura 1.3. Gli elementi di potenza connessi al *control rod* sono una coppia di cilindri montati in linea (*tandem hydraulic actuator*)⁵, mentre l'interfaccia è rappresentata da due servovalvole (*main control valve*) ciascuna delle quali gestisce il flusso di liquido transitante nelle due camere di uno solo dei due attuatori. Il movimento del cassetto interno alle valvole, che permette il controllo del fluido, è a sua volta imposto dalla posizione della cerniera con cui esso è connesso al leveraggio principale. La posizione di tale punto dipende dal cinematismo centrale su cui, oltre ad agire il comando del pilota e l'*output* (che dunque opera da *feedback*) agiscono anche due attuatori di taglia inferiore: **SCAS** (*Stabilization and Command Augmentation System*). La ridondanza dei componenti consente l'aumento dell'affidabilità del sistema⁶, inoltre la simmetria rappresenta un'agevolazione nella fase di modellazione poiché consente la simulazione di un'unica metà di sistema.

⁵Rispetto uno semplice, un attuttore *tandem* permette di aumentare l'area di spinta e dunque la forza generata, mantenendo la dimensione radiale ridotta.

⁶Per una dimostrazione rigorosa si rimanda a [71] (Pag. 91).

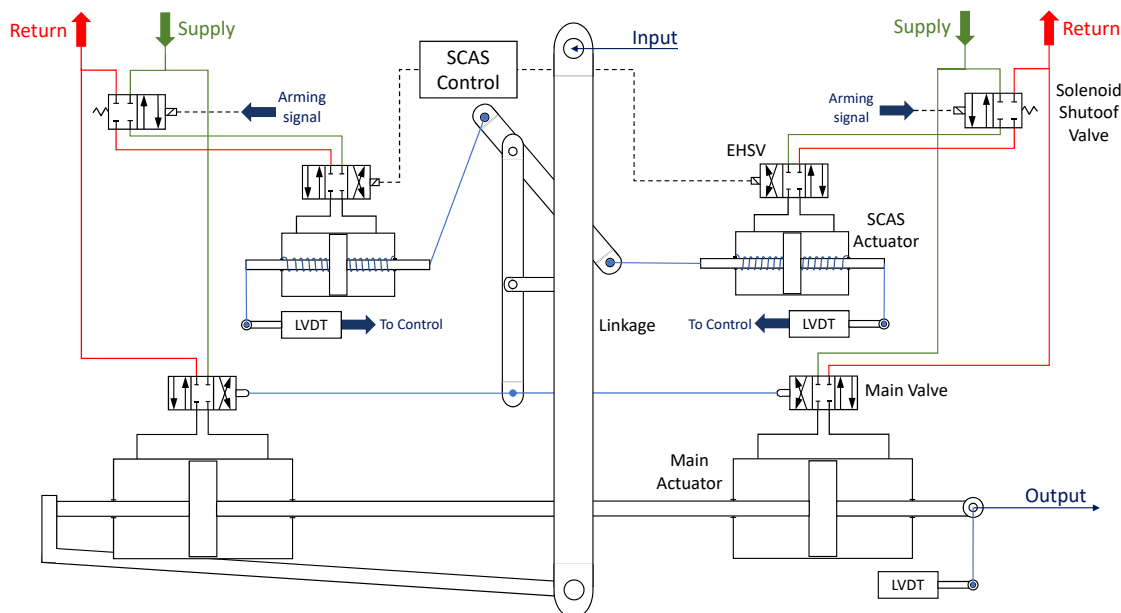


Figura 1.3: Schema idraulico MRA

1.1.2 Stabilization and Command Augmentation System

A differenza dei velivoli ad ala fissa gli elicotteri sono *naturalmente instabili*⁷ sicché è necessario provvedere l'*MRA* di un controllo in *feedback* che consenta di rendere stabile la dinamica del volo: si parla, in generale, di sistemi di stabilizzazione del volo [4]. Tali apparati possono essere passivi oppure attivi: nella prima categoria vengono rubricati sistemi prettamente meccanici quale la *barra stabilizzatrice*, mentre della seconda categoria fanno parte i sistemi automatici di volo (**AFCS** - *Automatic Flight Control Systems*). Il più importante tra questi ultimi⁸ è lo *SCAS*: esso, agendo sul comando ciclico, agevola la stabilizzazione del volo e permette lo stazionamento (*Hover*). Questa tecnologia consente di ridurre il carico di lavoro del pilota e l'impatto dei disturbi esterni sull'elicottero, inoltre, si tratta di un importante sistema in operazioni complesse quali operazioni di *Soccorso e Salvataggio* o di trasporto di carichi [2]. Ad ogni modo esso ha un'autorità limitata e un volo completamente automatico (*Hands-off*) è possibile solo per qualche minuto [5]. In figura 1.3 è visibile lo schema idraulico dello *SCAS* e in particolare si può notare una peculiarità costruttiva riguardante l'attuatore: esso possiede due molle di centraggio che,

⁷La natura instabile della dinamica di un elicottero riguarda in particolare il volo in avanti piuttosto che il volo laterale; la dinamica del volo è, però, influenzata anche dal tipo di rotore, per un'analisi accurata si rimanda a [7].

⁸Si omette in questa sede l'analisi di altri sistemi *AFCS* (e.g. **ASE**) per i quali si rimanda a testi specifici [5].

opportunamente precaricate, mantengono il sistema in condizioni neutre in caso di avaria. I vari elementi di tale figura saranno approfonditi nel capitolo successivo, meno che per il blocco di controllo dello *SCAS*, poichè il modello Simulink adoperato concerne il solo *MRA* e ignora la dinamica del velivolo. Al fine di capire, però, in che modo lo *SCAS* permetta la stabilizzazione del volo è necessario analizzare brevemente l'algoritmo di controllo di cui, in figura 1.4, è riportato un possibile schema.

Dei dati di set, generati da un sistema dinamico del velivolo, vengono confrontati con un feedback dell'attuale stato dell'elicottero, ottenibile tramite un **filtro di Kalman** [6]. Esso riceve come input i dati da: un giroscopio, un accelerometro e dai sensori di velocità del sistema di navigazione inerziale (**INS - Inertial Navigation System**). L'errore così ottenuto viene filtrato e sommato ai dati provenienti da giroscopio, *INS* e dai segnali degli altri due assi, così da generare l'input alla servovalvola che comanda l'attuatore dello *SCAS* [7]. Lo spostamento di quest'ultimo, tramite un sistema di leveraggi, si somma all'*input* del pilota e al *feedback* dell'attuatore principale; dallo spostamento risultante consegue la traslazione del cassetto della valvola principale come visibile in figura 1.3.

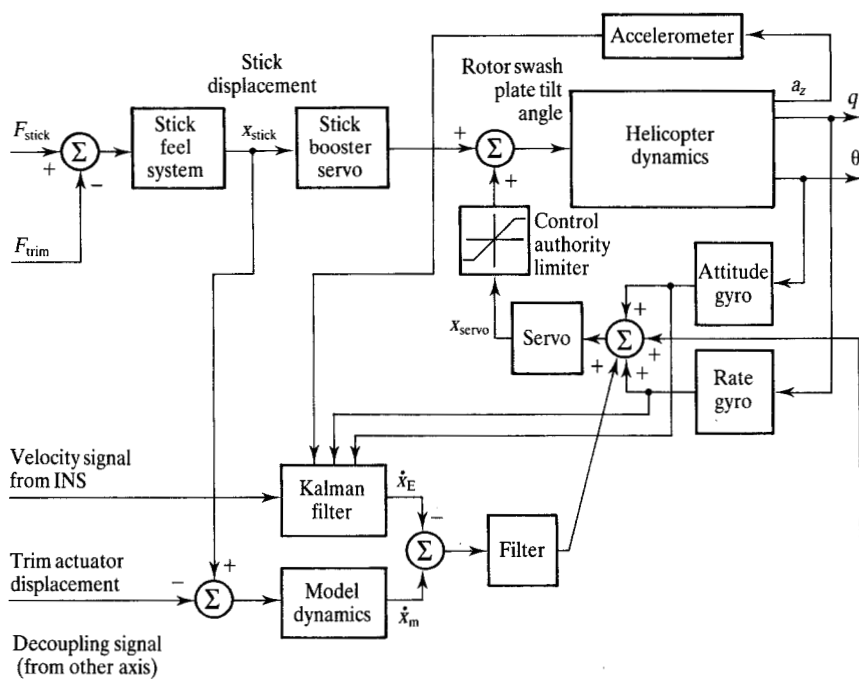


Figura 1.4: Schema a blocchi del controllo di uno SCAS [5]

1.2 Prognostica

La parola **prognostica** deriva dall'unione di diagnosi e prognosi.

Diagnosi deriva dal greco *diágnōsis* ovvero *capire attraverso* [8]:

In medicina, giudizio clinico che consiste nel riconoscere una condizione morbosa in base all'esame clinico del malato, e alle ricerche di laboratorio e strumentali. Per estensione, in varie scienze si intende l'esame tecnico di sistemi, apparecchiature, tendente a formulare un giudizio sulle condizioni e il funzionamento delle varie parti.

Prognosi deriva dal greco *prognōsis* ovvero *conoscere prima* [8]:

In medicina, previsione sull'ulteriore decorso e soprattutto sull'esito di un determinato quadro morboso in esame. Per estensione, in varie scienze e tecniche è sinonimo di previsione.

Dunque la prognostica di un sistema ingegneristico si suddivide in due differenti fasi:

- **FDI** (*Fault Detection and Identification*): riguarda la fase di elaborazione dei dati che si ottengono dal sistema al fine di indagare lo stato di salute dello stesso.
- **PHM** (*Prognostics and Health Management*): riguarda la fase di previsione del comportamento futuro del sistema, in funzione dello stato attuale dello stesso, al fine di identificare la **RUL** (*Remaining Useful Life*).

L'insieme dei due passi consente l'introdurre una manutenzione predittiva o **CBM** (*Condition Based Maintenance*), sicché nel complesso si parlerà di sistema *CBM/PHM*.

1.2.1 Architettura

L'architettura di un sistema *CBM/PHM* completo è rappresentata⁹ in figura 1.5, da essa emergono due fasi differenti: una *online* ed una *offline* [9].

La fase *online* include tutti i blocchi all'interno del ciclo. Dal sistema, il cui modello è discusso nel capitolo 2, sono estratti, attraverso i sensori, una serie di dati. Tali segnali vengono preprocessati per poi essere adoperati per l'estrazione delle *feature*; queste ultime sono essenziali per il rilevamento e la classificazione del guasto (diagnosi - capitolo 5) e per la fase successiva di predizione dell'evoluzione di tale danneggiamento (prognosi - capitolo 6). Dai risultati emergenti dalle operazioni di diagnosi e prognosi scaturiscono le relative decisioni riguardanti la manutenzione del sistema.

La fase *offline* è preliminare la precedente e comprende i processi (blu in figura 1.5) di:

⁹Una rappresentazione schematica più precisa, sebbene più prolissa, è riportata in [10].

- *Feature selection*: ovvero il processo di individuazione delle *feature* più importanti e della loro connessione con i guasti. Con la parola *feature* si indicano i parametri caratteristici dello stato di salute del sistema, opportunamente estratti dai dati provenienti dai sensori.
- **FMECA** (*Failure Modes and Effects Criticality Analysis*): racchiude i metodi che consentono di identificare tutti i possibili guasti e definire per ciascuno l'effetto sul funzionamento dell'intero sistema (**FMEA** - *Failure Modes and Effects Analysis*) permettendo la classificazione dei guasti in funzione della loro criticità e della frequenza di occorrenza (**CA** - *Criticality Analysis*) [11].
- *Modello di degradazione*: consiste nell'identificare la legge di evoluzione del guasto ed è dunque essenziale per la stima della *RUL*. Inoltre, questa fase è imprescindibile nel processo di simulazione: il modello del sistema deve riprodurre il funzionamento dello stesso in condizioni sane nonché in presenza di un guasto.

I processi costituenti la fase *offline* rappresentano le fondamenta di un sistema *CBM/PHM* e sono perciò approfonditi nei capitoli 3 e 4.¹⁰

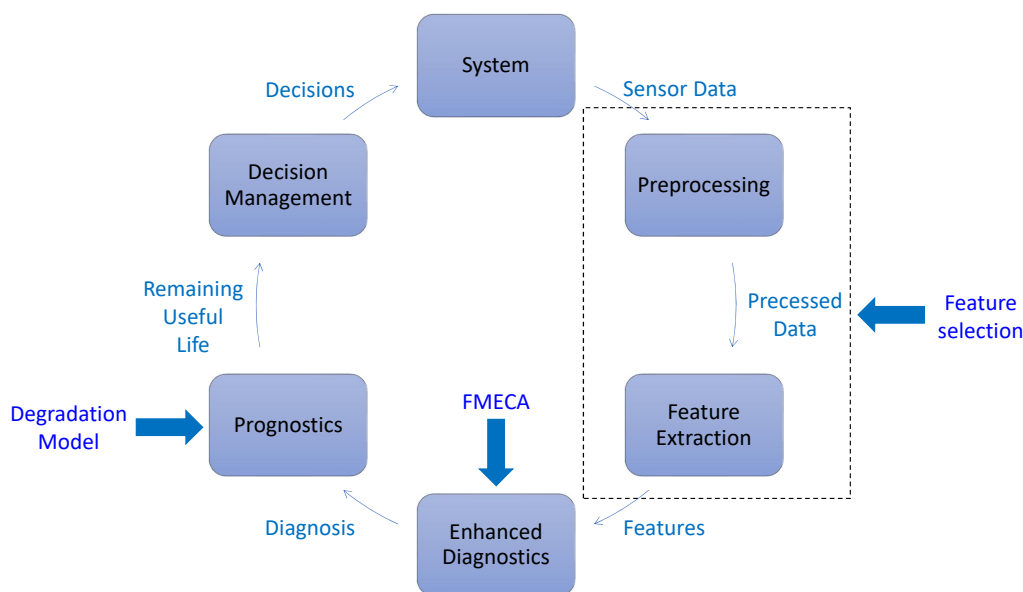


Figura 1.5: Architettura sistema *CBM/PHM*

¹⁰In particolare in tali capitoli vengono affrontati i problemi riguardanti rispettivamente i modelli di degradazione e il processo di selezione delle *feature* per il problema in esame; per quanto riguarda la fase di classificazione del guasto, poiché il numero di guasti considerati è esiguo (come più avanti specificato), esso risulta essere un tema marginale.

1.2.2 Benefici

L'introduzione di una manutenzione predittiva (*predict and prevent*) piuttosto che programmata o ancora peggio a guasto (*fail and fix*) apporta notevoli benefici:

- *Aumento della sicurezza del velivolo e riduzione degli incidenti gravi*: in tal senso la maggior parte delle applicazioni di prognostica nell'intera industria aerospaziale concerne i sistemi di maggiore criticità, quei sistemi la cui rottura in volo comprometterebbe la manovrabilità del velivolo [12].
- *Riduzione dei danni collaterali*: ovvero di effetti a cascata che portano guasti confinati a produrre danni più rilevanti e comprendenti zone più ampie e/o più critiche.
- *Ottimizzazione della gestione dei costi di manutenzione* [13]: perciò massimizzazione del **ROI** al fine di raggiungere l'ottimo costo-efficacia/efficienza del sistema [14].
- *Pianificazione della manutenzione*: con conseguente minimizzazione del tempo a terra del velivolo (dunque maggiore produttività) [15].

In figura 1.6 sono riassunti alcuni dei principali benefici relativi la prognostica.

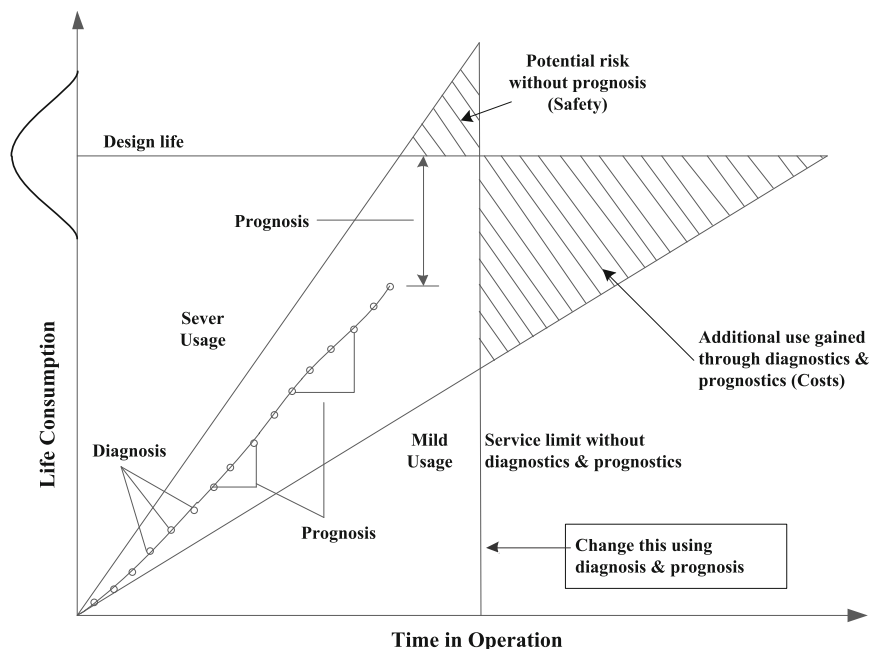


Figura 1.6: Benefici diagnosi e prognosi [16]

1.3 Obiettivo e motivazioni

L'intento di questa tesi è la progettazione di un sistema *CBM/PHM* per la gestione dei guasti all'interno dell'attuatore del sistema *SCAS*. In particolare i danneggiamenti presi in esame sono:

- *Fatica nella molla di centraggio* e conseguente accrescimento di una cricca al suo interno.
- *Usura delle guarnizioni di tenuta* e annesso aumento dei trafiletti interni.

I parametri acquisiti dalle unità del sistema avionico sul velivolo, adoperabili al fine di identificare i suddetti guasti, sono:

- corrente *EHSV* dello *SCAS*;
- posizione dell'attuatore *SCAS* e dell'attuatore principale del *MRA*.

La scarsità dei dati disponibili deriva dalla limitatezza dei sensori del *MRA*: ciò rappresenta un ostacolo per la realizzazione del sistema di prognostica, sebbene costituisca una facilitazione costruttiva.

Per quanto concerne il movente connesso allo sviluppo di tale tematica, si tenga presente che negli ultimi anni sistemi *CBM/PHM* sempre più sofisticati e precisi sono stati applicati per vari componenti di elicotteri. L'analisi acustica e delle vibrazioni emesse della trasmissione ha permesso di prevedere la rottura di tali complessi meccanismi consentendo di sviluppare i primi sistemi di monitoraggio della salute di elicotteri (**HUMS** - *Health and Usage Monitoring Systems*) [17]. Mentre sono abbondanti tali studi, quelli riguardanti la prognostica di sistemi *SCAS* sono scarsi [18]. Tale evidenza, congiuntamente a quanto introdotto riguardo la criticità di suddetto componente in operazioni complesse, costituisce la giustificazione al presente progetto.

Nonostante l'originalità di questa tematica, numerosi sono, invece, i progetti di architetture *CBM/PHM* riguardanti **EHSA** (*Electro-Hydraulic Servo Actuators*) di volo in velivoli ad ala fissa [19]-[22].¹¹ Apportando le corrette revisioni, è stato possibile adoperare molti dei risultati e delle metodologie sviluppate in questo campo per l'elaborazione del sistema *CBM/PHM* per l'attuatore *SCAS*.

In termini di requisiti, il sistema di prognostica dovrà essere in grado di:

¹¹Questi sono solo una piccolissima parte di tutti gli articoli scientifici riguardanti tali argomenti e solo una parte di quelli scritti dal Relatore della presente tesi.

- individuare la presenza di un guasto e discernere il componente interessato;
- calcolare la *RUL* in funzione del tipo di guasto e della severità al momento del rilevamento;
- combinare la *RUL* calcolata con la probabilità di accadimento ed il grado di confidenza ad essa connesso.

Ciò con lo scopo precipuo di garantire di operare in sicurezza fino alla **EoL** (*End of Life*) del componente.

Per il perseguimento di tale scopo, in questo elaborato, si predilige l'approccio *model based*, in antitesi con quanto si effettua attraverso i metodi *data driven* i quali si basano esclusivamente sui risultati empirici.¹² Così come illustrato in figura 1.7, in cui sono riassunti i differenti approcci alla prognostica, tale scelta richiede un maggiore sforzo per la modellazione fisica dei guasti ma permette di ottenere un sistema di prognostica solido [9]:

*Understanding the physics of failure mechanisms constitutes the cornerstone of good CBM/PHM system design.*¹³

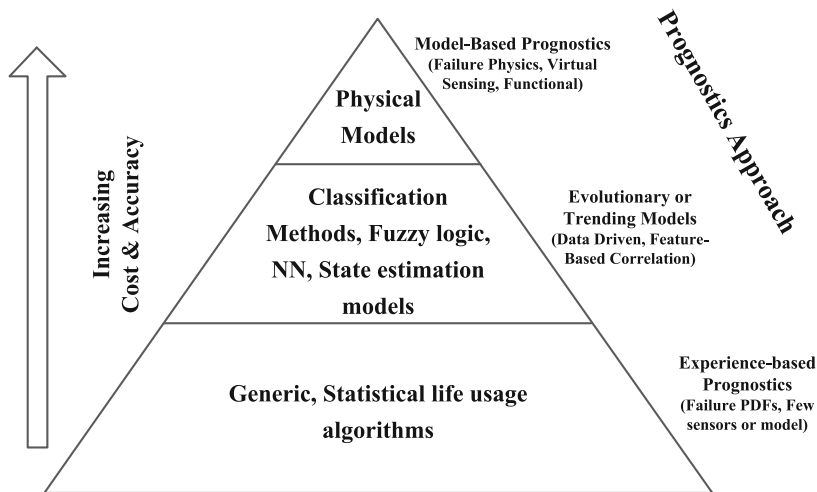


Figura 1.7: Approcci alla prognostica [13]

¹²*The man who has fed the chicken every day throughout its life at last wrings its neck instead, showing that more refined views as to the uniformity of nature would have been useful to the chicken* [23].

¹³Comprendere la fisica dei meccanismi di guasto rappresenta il primo tassello per progettare un buon sistema *CBM/PHM*.

Capitolo 2

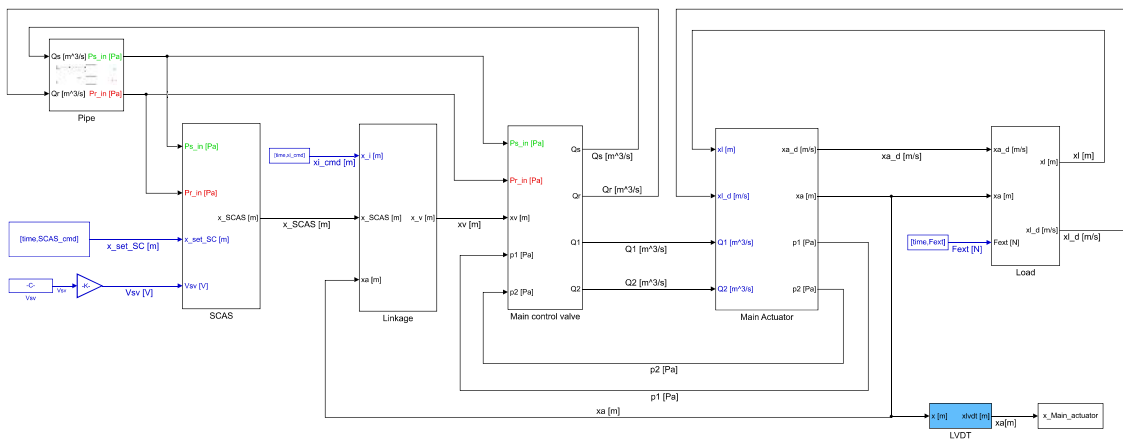
Modello

Così come messo in luce nel paragrafo 1.1.1 (Pag. 16): la simmetria del servosistema consente la modellazione di una metà soltanto dello stesso in cui sia presente, cioè, solo un attuatore principale con la relativa servovalvola e soltanto uno *SCAS*. In figura 2.1 è riportato il modello completo del servosistema in cui sono stati evidenziati in blu gli input esterni, ovvero: il comando dello *SCAS*¹ (compreso di un comando di accensione del sistema), il comando fornito dal pilota e la forza esterna. Il sistema è stato suddiviso, per semplicità di analisi, in una serie di blocchi funzionali:

- **Pipe**: contiene il modello del tratto di condotto che connette il sistema idraulico al *MRA*, sia in alimentazione che in scarico, così come è stato mostrato in figura 1.2 (Pag. 16). Le cadute di pressione all'interno di tale condotto sono funzione delle portate, retroazionate dalla valvola principale.
- **SCAS**: racchiude il modello del sistema *SCAS*, esso riceve come input il segnale di comando (x_set_SC) ed il comando (V_{sv}) alla servovalvola a solenoide (*Solenoid Shutoff Valve*) che permette di isolare lo *SCAS* dal *MRA* inibendone l'azione.
- **Linkage**: contiene il modello del leveraggio principale del sistema che connette i vari attuatori e le leve di comando. Esso riceve in ingresso lo spostamento imposto dal pilota (x_i_cmd), dall'attuatore *SCAS* (x_SCAS) e dall'attuatore principale (x_a). L'output di tale sottosistema è lo spostamento del cassetto della valvola principale (x_v).

¹Tale comando, in una condizione reale, scaturisce dal sistema di controllo schematizzato in figura 1.4 (Pag. 18) il quale, però, non fa parte del modello. Il comando x_set_SC durante una missione del sistema è stato ipotizzato come illustrato nel paragrafo 3.2.3 (Pag. 72).

- **Main Control Valve:** accoglie al suo interno la dinamica della servovalvola principale le cui uscite sono le portate inviate alle camere dell'attuatore principale (Q1 e Q2) e le portate circolanti nel circuito idraulico di mandata (Qs) e di scarico (Qr). Gli input di questo sotto blocco sono le pressioni nelle camere dell'attuatore controllato e le pressioni di alimentazione e scarico, oltre allo spostamento del cassetto della valvola.
- **Main Actuator:** modella il comportamento dinamico dell'attuatore principale di cui siamo interessati a conoscere lo spostamento (x_a), la velocità (x_{a_d}) e le pressioni nelle due camere (p_1 e p_2), in funzione delle portate transitanti dalla valvola principale e di posizione e velocità del carico (x_l e x_{l_d}).
- **Load:** contiene il modello dinamico della superficie di controllo che dipende dalla forzante esterna (F_{ext}) derivante dal carico aerodinamico, e dal moto dell'attuatore principale a cui esso è connesso.

Figura 2.1: Modello Simulink dell'intero *MRA*

2.1 Proprietà del fluido idraulico

Nel presente paragrafo sono presentate le equazioni che definiscono le proprietà del fluido idraulico. Si sottolinea che gli andamenti riportati sono quelli medi attesi, ci si attende una certa dispersione modellizzata come specificato nel paragrafo 3.2.1 (Pag. 69).

2.1.1 Densità

La densità di un fluido è funzione della pressione e della temperatura $\rho = \rho(p, T)$, sviluppando in serie di Taylor e troncando al primo ordine si ottiene la seguente **funzione di stato**:

$$\rho = \rho_0 + \left(\frac{\partial \rho}{\partial p}\right)_T (p - p_0) + \left(\frac{\partial \rho}{\partial T}\right)_p (T - T_0) \quad (2.1)$$

Dove²:

ρ è la densità (Kg/m³);

p è la pressione (Pa);

T è la temperatura (°C).

Si definisce **modulo di Bulk** (isoterma)³ e si misura in (Pa), la quantità:

$$\beta_l \doteq \rho_0 \left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_T \quad (2.2)$$

Si definisce, invece, **coefficiente di dilatazione termica volumetrico** e si misura in (°C⁻¹) la quantità:

$$\alpha \doteq -\frac{1}{\rho_0} \left(\frac{\partial \rho}{\partial T}\right)_p \quad (2.3)$$

Sostituendo le espressioni così definite nell'equazione (2.1) si ottiene:

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{1}{\beta_l} (p - p_0) - \alpha (T - T_0)\right) \quad (2.4)$$

Poiché β_l è elevato si è trascurato il contributo di pressione alla variazione di densità e si è perciò utilizzata la seguente formula:

$$\rho = \rho_0 - \alpha (T - T_0) \quad (2.5)$$

In tabella 2.1 è riportato il valore delle costanti, sostituendo le quali si ottiene l'andamento visibile in figura 2.2.

²Tutte le grandezze con pedice 0 sono calcolate in condizioni **STP** (*Standard Temperature and Pressure*): $T = 0^\circ\text{C}$ e $p = 10 \times 10^5 \text{ Pa}$ [24] (Pag. 1464).

³Nel seguito verrà sottintesa la dicitura "isoterma".

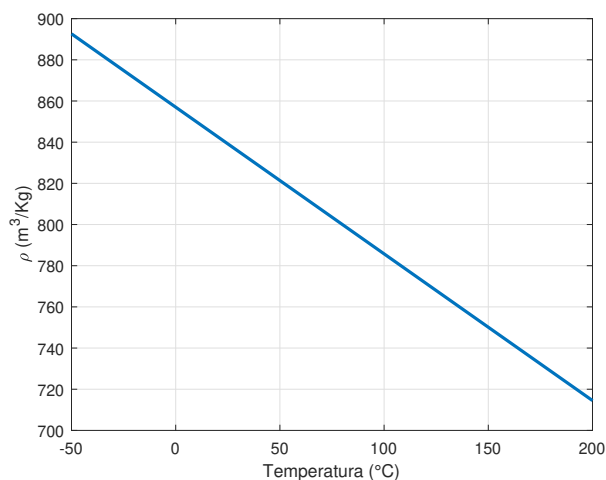


Figura 2.2: Densità in funzione della temperatura

2.1.2 Viscosità

Considerando un fluido in moto unidirezionale ed indicando con y la direzione perpendicolare al moto, si definisce **viscosità dinamica** e si esprime in (Pa·s):

$$\mu \doteq \frac{\tau}{\partial u / \partial y} \quad (2.6)$$

Dove:

$u(y)$ è la velocità del fluido (m/s);

τ è la forza per unità di area (Pa).

Nel seguito si supporrà che il fluido idraulico sia di tipo **Newtoniano**⁴; per un fluido siffatto μ è *costante al variare di τ* .

Tramite la viscosità dinamica è possibile definire la **viscosità cinematica**, con unità di misura (m²/s):

$$\nu \doteq \frac{\mu}{\rho} \quad (2.7)$$

$\nu = \nu(T)$ ⁵ e in particolare *la viscosità di un liquido si riduce all'aumentare della temperatura*.⁶ Per descrivere tale dipendenza si è adoperato una rivisitazione dell'**equazione di**

⁴Per definizione e approfondimenti anche su fluidi non Newtoniani [25] (capitolo 5).

⁵La dipendenza dalla pressione è trascurabile.

⁶Per un gas vale la relazione inversa.

McCoull-Walther⁷:

$$\log [\log (\nu - c_\nu)] = a_\nu - b_\nu T \quad (2.8)$$

Con T espressa in ($^{\circ}\text{C}$).

I valori delle costanti sono riportate in tabella 2.1, sostituendo le quali si ottiene il grafico di figura 2.3.

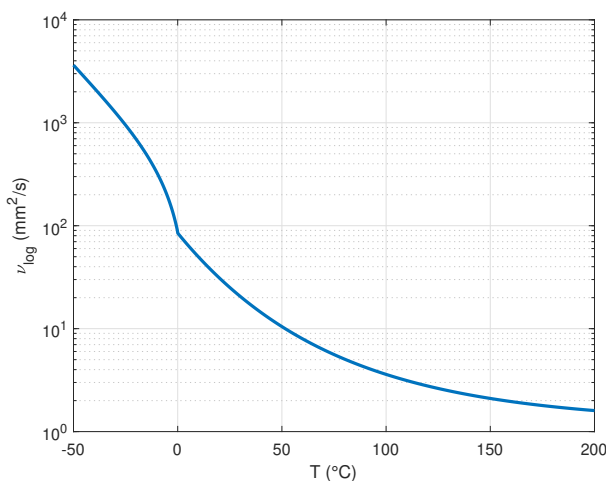


Figura 2.3: Viscosità cinematica in funzione della temperatura (asse delle ordinate logaritmico)

2.1.3 Modulo di Bulk

Moltiplicando e dividendo l'equazione (2.2) per la massa (m) è possibile trovare un'espressione "globale" del modulo di Bulk:

$$\beta_t = -V_0 \left(\frac{\partial p}{\partial V} \right)_T \quad (2.9)$$

Il cambio di segno deriva dal fatto che densità e volume sono inversamente proporzionali (se $\rho \uparrow \Rightarrow V \downarrow$ e viceversa).

Per il modulo di Bulk si è supposta una dipendenza lineare dalla temperatura⁸:

$$\beta_t = \beta_{t,0} - a_\beta T \quad (2.10)$$

⁷ $\log [\log (\nu + C)] = A - B \log(T)$ con T temperatura assoluta [26].

⁸Equazione derivante dall'esperienza del Relatore.

Con T espresso in ($^{\circ}\text{C}$).

Sul *modulo di Bulk effettivo* del fluido incide, oltre alla temperatura, la percentuale di aria presente nel liquido. Si può infatti dimostrare [27] che, trascurando la deformazione del contenitore, il modulo di Bulk effettivo di un liquido vale:

$$\beta_e = \frac{1}{\frac{1-f}{\beta_l} + \frac{f}{\beta_g}} \quad (2.11)$$

Dove:

$f = V_g/V_l$ è la frazione volumetrica di gas nel liquido;

β_g è il modulo di comprimibilità del gas che, nel caso isoterma, è pari alla pressione p ;

β_l è il modulo di comprimibilità del liquido puro calcolato tramite la (2.9).

Si tenga presente che β_l in un olio idraulico puro si aggira intorno 1.7 GPa e che, ad una pressione di 20 MPa, una $f = 1.7\%$ è sufficiente perché il modulo di Bulk effettivo si riduca a $\beta_e = 0.7$ GPa ovvero di ben un ordine di grandezza. In tabella 2.1 sono riportate le costanti, sostituendo le quali è possibile ottenere i grafici di figura 2.4. In tale figura è possibile notare come ad alte temperature è predominante la riduzione di β_l (figura 2.4a), mentre a basse pressioni è predominante l'effetto del gas (figura 2.4b).⁹

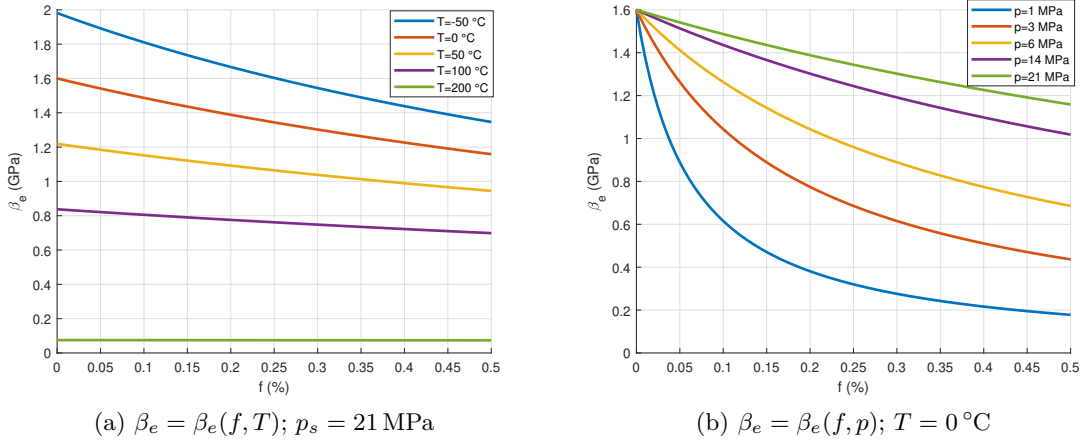


Figura 2.4: $\beta_e = \beta_e(f, p, T)$

⁹Si sono trascurati gli effetti della solubilità, solitamente definita tramite il **coefficiente di Ostwald** come $L = V_g/V_l$ in condizioni di equilibrio. La solubilità di un gas in un liquido cresce con la pressione (**legge di Henry**) [28] e si riduce con la temperatura (**legge di Beerbower**) [29]. Si faccia però attenzione che la riduzione del modulo di Bulk effettivo è dovuto alla sola aria libera mentre l'aria in soluzione non ha alcun effetto su tale parametro; sicché, contro intuitivamente, *una riduzione di solubilità è negativa* poiché provoca il rilascio di ulteriori bolle di aria nel liquido [30].

Proprietà	Grandezze caratteristiche		
Densità	ρ_0 (Kg/m ³)	α (Kg/m ³ °C ⁻¹)	
	857	0.7125	
Viscosità cinematica	a_ν (-)	b_ν (°C ⁻¹)	c_ν (mm ² /s)
	$T < 0$ °C	0.285	0.0056
	$T > 0$ °C	0.44	0.00236
Modulo di Bulk	$\beta_{l,0}$ (MPa)	a_β (MPa °C ⁻¹)	
	1600	7.625	
Frazione di aria f (-)	0.005		

Tabella 2.1: Proprietà del fluido idraulico del sistema: *MIL-PRF-83282*

2.2 Pipe

Siamo interessati al calcolo delle perdite di carico nel circuito idraulico e dunque della pressione di alimentazione e di scarico in ingresso allo *SCAS* e alla valvola principale. I condotti di mandata e scarico sono speculari, entrambi sono caratterizzati dalle seguenti grandezze fisiche:

$$\begin{cases} L_t = 200 \text{ mm} & \text{Lunghezza} \\ D_t = 4 \text{ mm} & \text{Diametro} \\ \varepsilon = 1.5 \text{ } \mu\text{m} & \text{Scabrezza assoluta} \end{cases} \quad (2.12)$$

Sono inoltre presenti 2 gomiti a 90°.

Per il calcolo delle perdite di carico si è adoperato l'approccio classico al problema in cui si distinguono le perdite di carico continue (Δp_c) da quelle localizzate (Δp_l) [31].

Si è applicata l'**equazione di Darcy–Weisbach** [32]:

$$\Delta p_c = \rho \lambda \frac{L_t}{D_t} \frac{u^2}{2} \quad (2.13)$$

Dove:

u è la velocità del fluido¹⁰ (m/s);

λ è un coefficiente di proporzionalità adimensionale detto *fattore di attrito* (-).

¹⁰Il flusso è supposto monodimensionale nella direzione longitudinale al condotto.

Indicando con ζ_c il *coefficiente di resistenza di attrito*:

$$\zeta_c = \lambda \frac{L_t}{D_t} \quad (2.14)$$

L'equazione (2.13) diventa:

$$\Delta p_c = \rho \zeta_c \frac{u^2}{2} \quad (2.15)$$

Indicando con A_t l'area interna del condotto e applicando l'**equazione della portata**:

$$Q = A_t u \quad (2.16)$$

L'equazione (2.15) può essere riscritta più comodamente come:

$$\Delta p_c = \rho \zeta_c \frac{Q^2}{2 A_t^2} \quad (2.17)$$

Il *fattore di attrito* (λ) è espresso dalle seguenti equazioni:

Moto laminare ($R_e < 2000$)^{11,12}:

$$\lambda = \frac{64}{R_e} \quad (2.18)$$

Moto turbolento ($R_e > 2000$)¹³:

$$\frac{1}{\lambda} = -2 \log \left(\frac{\varepsilon/D_t}{3.7} + \frac{2.51}{R_e \sqrt{\lambda}} \right) \quad (2.19)$$

Dove:

R_e è il **numero di Reynolds** [33]:

$$R_e = \frac{D_t u}{\nu} \quad (2.20)$$

Sostituendo l'espressione (2.16) ed esplicitando in essa $A_t = \pi D_t^2/4$, si esprime R_e in funzione della portata:

$$R_e = \frac{4 Q}{\pi \nu D_t} \quad (2.21)$$

¹¹Transizione laminare turbolenta in tubi vedere [35] (Pag.16-17).

¹²L'equazione (2.18) è ricavabile per via teorica dall'equazione di Bernoulli [31].

¹³**Equazione di Colebrook** [34]: è un'equazione sperimentale la cui risoluzione richiede un metodo ricorsivo, difatti in figura 2.5 è visibile la presenza di un anello di retroazione.

Per quanto riguarda le perdite di carico localizzare è possibile riscrivere l'equazione (2.17) nella seguente forma:

$$\Delta p_l = \rho \zeta_l \frac{Q^2}{2 A_t^2} \quad (2.22)$$

Dove:

ζ_l è il *coefficiente di resistenza localizzata* e assume un valore determinato dalla geometria dell'ostruzione. In questo caso, poiché si tratta di curve a gomito, per ciascuna di esse [36]:

$$\zeta_l = 0.6 \quad (2.23)$$

In definitiva, il valore totale di perdite di carico è dato dalla somma dell'equazione (2.17) e dell'equazione (2.22) e tenendo conto che ciascun condotto presenta due curve a gomito, si ottiene la seguente:

$$\Delta p = \rho \frac{8 Q^2}{\pi^2 D_t^4} (\zeta_c + 2 \zeta_l) \quad (2.24)$$

Per il calcolo della pressione si sottrae (somma) la perdita di carico calcolata alla pressione di alimentazione (scarico). Per quanto riguarda la pressione di alimentazione: al valore costante di 21 MPa è stato sommato un *rumore* che consente di simulare la restante parte del circuito idraulico, non presente nel modello (*es.* gli altri MRA).

Infine in figura 2.5 è visibile lo schema a blocchi del condotto di mandata che traduce in Simulink quanto espresso nel presente paragrafo. Per quanto detto lo schema del condotto di scarico è analogo meno per l'ultimo blocco che vede la somma tra p_r e Δp .

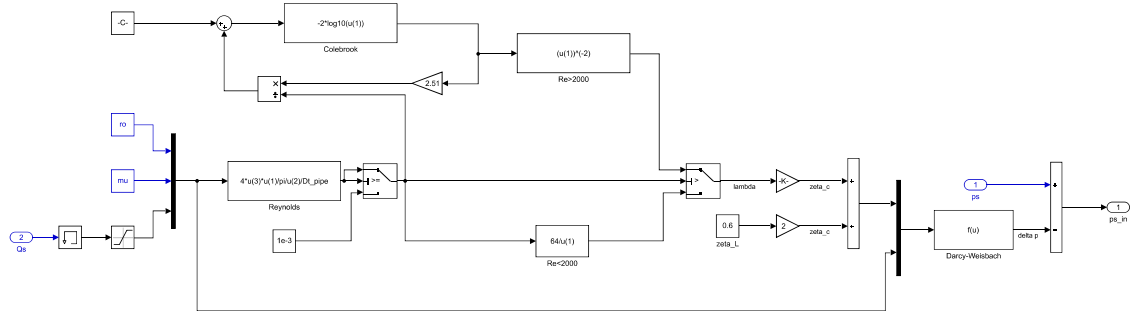
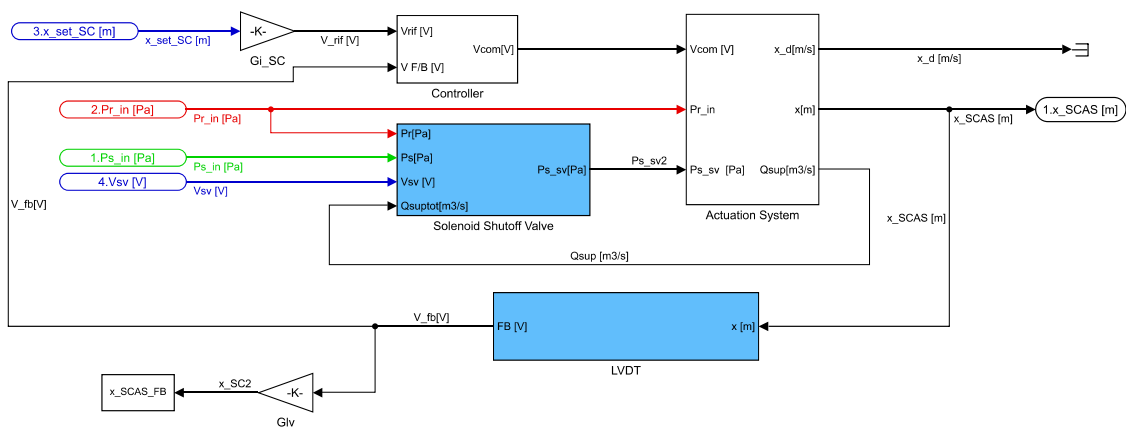


Figura 2.5: Modello Simulink del condotto idraulico di mandata

2.3 SCAS

In figura 2.6 è riportato lo schema a blocchi dello SCAS. Esso è composto a sua volta da quattro sotto blocchi:

- **Controller:** contiene l'algoritmo di controllo del servosistema *SCAS*. Confronta la tensione di riferimento con la tensione di feedback proveniente dal sensore *LVDT* e produce l'errore compensato per l'attuatore.
- **Solenoid Shutoff Valve:** è il modello dell'omonima valvola.
- **Actuation System:** racchiude il modello dell'attuazione.
- **LVDT:** che per l'appunto è il trasmettitore del sistema.

Figura 2.6: Modello Simulink dello *SCAS*

2.3.1 Controllore

Si tratta di un controllo **PI** (proporzionale ed integrativo), la presenza del ramo integrativo si rivela necessario a causa delle molle di centraggio all'interno dell'attuatore *SCAS* che fanno sì che, la *funzione di trasferimento* del sistema, non abbia naturalmente un polo nell'origine. La componente integrativa conferisce accuratezza a regime al sistema.

Il valore dei guadagni proporzionale (K_p) ed integrativo (K_i) non erano noti a priori, sicché è stato necessario procedere alla taratura del *PI*. Inoltre, a causa della complessità del sistema *SCAS* (e delle sue varie non linearità) non è nota una **funzione di trasferimento** esplicita del sistema ed è stato, perciò, necessario l'utilizzo di un metodo automatico di taratura del controllore. I metodi di taratura classici di **Ziegler-Nichols** [37] hanno fornito risultati validi per quanto riguarda la **stabilità** ma insoddisfacenti per quanto concerne le prestazioni. Si è passato ad adoperare dei **metodi di ottimizzazione** [38]: il parametro scelto per la minimizzazione è l'errore integrale quadratico (**IQE** - *Integrated Quadratic*

Error) tra la tensione di riferimento e quella di *feedback*:

$$IQE = \sum_{i=1}^N (\mathbf{V}_{rif} - \mathbf{V}_{f/b})^2 \quad (2.25)$$

Poiché le due tensioni vengono prodotte dalla simulazione numerica del sistema, esse sono dei vettori e l'integrale diviene una sommatoria finita in cui N è la dimensione dei vettori. L'algoritmo di minimizzazione utilizzato è *fminsearch*¹⁴; i valori ottimi ricavati sono:

$$K_p = 1.29 \quad K_i = 0.85 \quad (2.26)$$

In figura 2.7 è possibile notare la netta differenza tra il risultato della prima iterazione (con $K_p = 2.5$, $K_i = 2$) ed il risultato dell'ultima iterazione in cui i parametri sono quelli ottimi riportati in (2.26). In figura 2.8 è visibile la buona riuscita dell'algoritmo di minimizzazione.

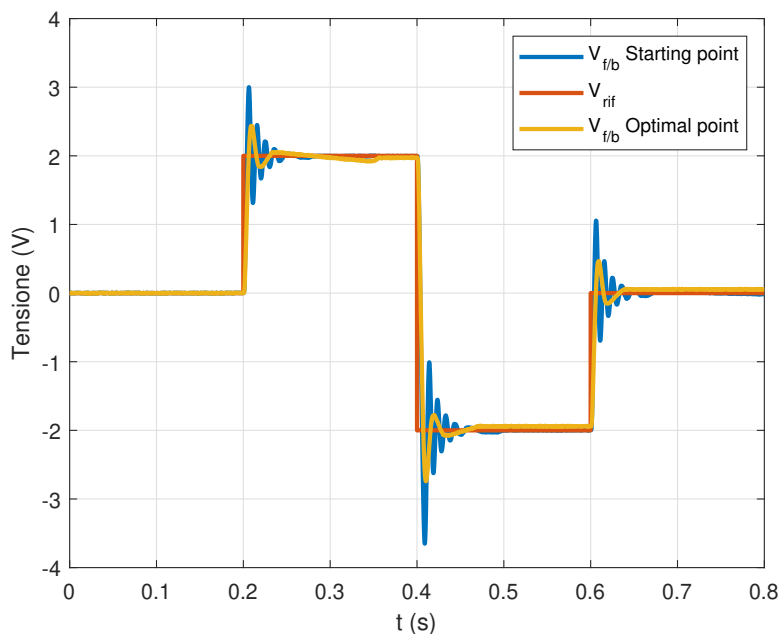


Figura 2.7: Confronto tra l'andamento nel tempo della $V_{f/b}$ rispetto la V_{rif} all'istante iniziale e finale del processo di ottimizzazione

¹⁴Per maggiori informazioni [40] (capitolo 9 - "Optimizing Nonlinear Functions"); guida scaricabile sul sito MathWorks® tramite il seguente link https://it.mathworks.com/help/pdf_doc/matlab/index.html

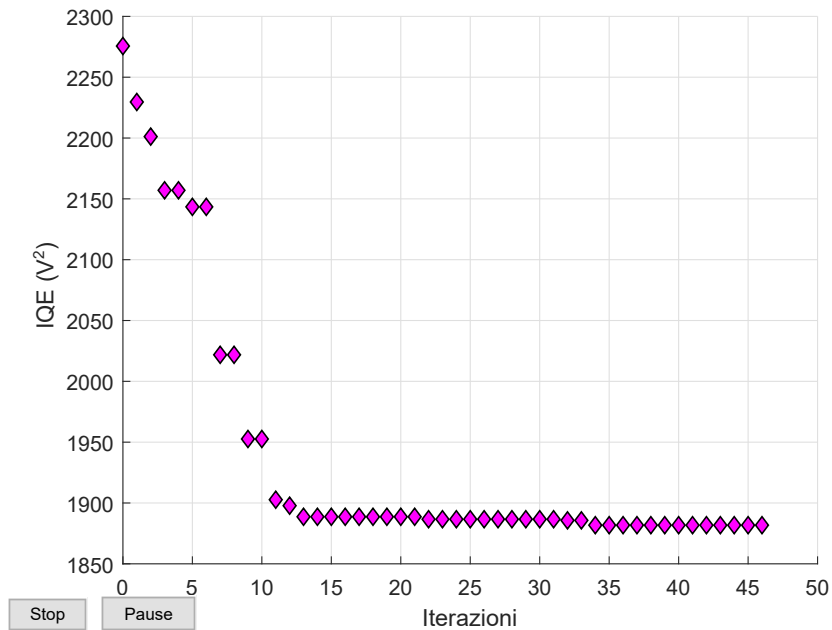


Figura 2.8: Valore della funzione obiettivo ai vari passi dell’algoritmo

2.3.2 Solenoid Shutoff Valve

Si tratta di una valvola a 3 vie digitale *normalmente chiusa*. Essa permette di isolare il sistema *SCAS* inibendone l’azione (ad esempio in caso di avaria) a favore di sicurezza. Affinché ciò sia possibile è necessario che l’alimentazione dello *SCAS* passi attraverso tale valvola, come visibile in figura 2.6. Ciò provoca una caduta di pressione che può essere calcolata tramite l’**equazione della portata** [41]:

$$Q = C_d A \sqrt{\frac{2 \Delta p}{\rho}} \quad (2.27)$$

Dove:

C_d è il **coefficiente di efflusso** della valvola.

Risolvendo rispetto Δp l’equazione (2.27), si ottiene, in definitiva, la caduta di pressione tra monte e valle dalla valvola:

$$\Delta p = \left(\frac{Q}{C_d A} \right)^2 \frac{\rho}{2} \quad (2.28)$$

Si è poi tenuto conto del tempo necessario all’energizzazione del solenoide (mentre si è

supposto trascurabile il ritardo meccanico) tramite un tempo di ritardo pari a:

$$t_r = 35 \text{ ms} \quad (2.29)$$

Tale parametro non ha effetto alcuno sulla dinamica a regime del servosistema poiché, una volta aperta, la valvola viene mantenuta in tale stato per tutto il tempo di volo.

2.3.3 Actuation system

In figura 2.9 è riportato lo schema a blocchi dell'attuazione del sistema *SCAS*. Sono a sua volta riconoscibili tre differenti blocchi:

- **EHSV Parallel coil:** si tratta della coppia di solenoidi che ricevono l'errore compensato in tensione (V_{com}) dal controllore e lo trasformano in una corrente che comanda il *torque motor* della valvola a **jet pipe**. Si è adoperata esclusivamente la **legge di Ohm** trascurando fenomeni induttivi/capacitivi. Si è inoltre introdotto un rumore elettrico per simulare una reale condizione di volo.
- **EHSV:** contiene il modello della elettrovalvola proporzionale (*Electro Hydraulic Servo Valve*) a *jet pipe* che comanda l'attuatore *SCAS*. L'analisi approfondita del modello di tale elettrovalvola esula lo scopo precipuo di questa tesi e perciò è omessa.
- **Attuatore:** racchiude il modello dell'attuatore *SCAS* oggetto di prognostica; nel seguito si approfondisce solo tale sottoblocco.

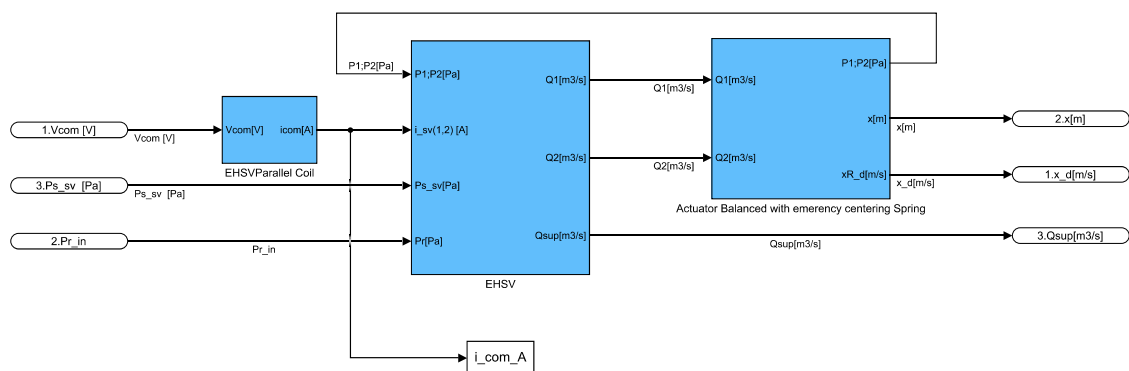


Figura 2.9: Modello Simulink dell'attuazione dello *SCAS*

Attuatore SCAS

Come visibile in figura 2.9, il blocco dell'attuatore *SCAS* riceve in ingresso le portate della *EHSV* (Q_1 e Q_2) e ha come output le pressioni nelle due camere (p_1 e p_2), spostamento e velocità.

Continuità delle camere

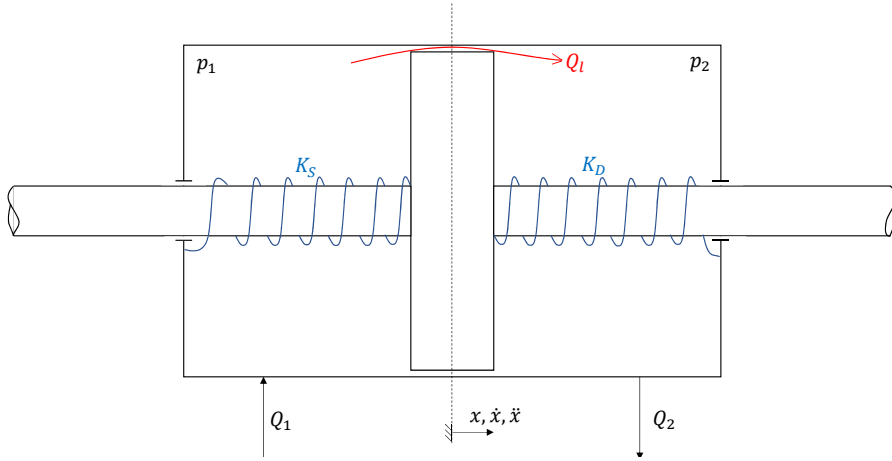


Figura 2.10: Schema attuatore *SCAS*

Per il calcolo delle pressioni nelle due camere si faccia riferimento alla figura 2.10. Applicando l'equazione di continuità ad entrambe le camere si ottiene:

$$\begin{cases} \rho(Q_1 - Q_l) = \frac{dm}{dt} = \frac{d(\rho V_1)}{dt} = \frac{d\rho}{dt}V_1 + \frac{dV_1}{dt}\rho \\ \rho(-Q_2 + Q_l) = \frac{dm}{dt} = \frac{d(\rho V_2)}{dt} = \frac{d\rho}{dt}V_2 + \frac{dV_2}{dt}\rho \end{cases} \quad (2.30)$$

Dove:

Q_l è la portata dovuta ai trafiletti interni^{15,16} (m^3/s).

Derivando rispetto al tempo l'espressione (2.2) e supponendo il modulo di Bulk costante:

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{\rho}{\beta_e} \frac{dp}{dt} \quad (2.31)$$

¹⁵Sono supposti nulli i trafiletti verso l'esterno.

¹⁶Per il modello di trafiletamento adoperato si rimanda al paragrafo 3.1.2 (Pag. 64).

Per quanto riguarda i volumi delle due camere è ricavabile, per via geometrica, la seguente:

$$V = V_0 \pm A_c x \quad (2.32)$$

Dove:

V_0 è il volume della camera in condizioni di equilibrio, ove è supposto $V_{01} = V_{02}$ (m^3);
 A_c è l'area del pistone al netto dello stelo (m^2).

Per quanto riguarda il segno da scegliere, invece, per come è stato preso il verso di x deve essere "+" per calcolare V_1 e "-" per calcolare V_2 .

Sostituendo la (2.31) e la (2.32) nella (2.30) si ottiene:

$$\begin{cases} \frac{dp_1}{dt} = \frac{\beta_e}{V_1} (Q_1 - Q_l - A_c \dot{x}) \\ \frac{dp_2}{dt} = \frac{\beta_e}{V_2} (-Q_2 + Q_l + A_c \dot{x}) \end{cases} \quad (2.33)$$

Risolviendo il sistema (2.33) si ottengono le pressioni nelle due camere dell'attuatore, ovviamente è necessario retroazionare il dato di velocità che si ottiene tramite la l'equilibrio del pistone.

Equilibrio del pistone

In figura 2.11 è riportato il diagramma di corpo libero dell'attuatore SCAS.

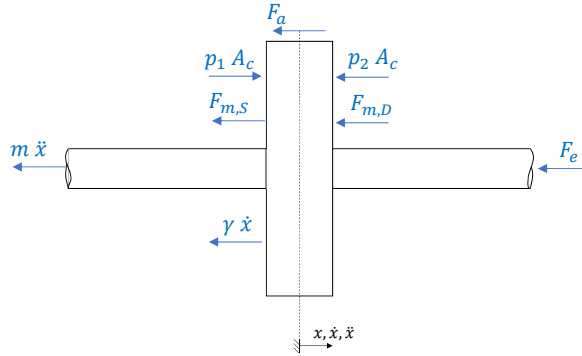


Figura 2.11: Diagramma di corpo libero attuatore SCAS

Scrivendo l'equazione di equilibrio si ottiene:

$$(p_1 - p_2) A_c = m \ddot{x} + \gamma \dot{x} + F_m + F_a + F_e \quad (2.34)$$

Dove:

F_a è la forza di attrito derivante dallo scorrimento relativo tra pistone e guarnizioni¹⁷;
 F_e è la forza esterna applicata dal *linkage* sull'attuatore;
 $F_m = F_{m,D} + F_{m,S}$ è la forza netta derivante dalle due molle agenti in parallelo.
 Ciascuna forza $F_{m,i}$ ¹⁸ può essere calcolata tramite la **legge di Hooke** a patto di tenere conto del precarico F_p :

$$F_{m,i} = F_p + K_{c,i} x \quad (2.35)$$

2.3.4 LVDT

Il modello dinamico del sensore di posizione tiene conto del *filtro passa basso* del secondo ordine presente nel sistema. La funzione di trasferimento è la seguente:

$$\frac{V_{fb}}{V_x + n} = \frac{1}{\frac{s^2}{\sigma_{n,fb}^2} + s \frac{2 \zeta_{fb}}{\sigma_{n,fb}} + 1} \quad (2.36)$$

Dove:

$$V_x + n = G_{lv,fb} x + n \quad (2.37)$$

Con:

n il rumore in ingresso al trasmettitore (V);

$G_{lv,fb}$ guadagno statico del trasmettitore (V/m).

Il modello Simulink è riassunto nello schema a blocchi di figura 2.12.

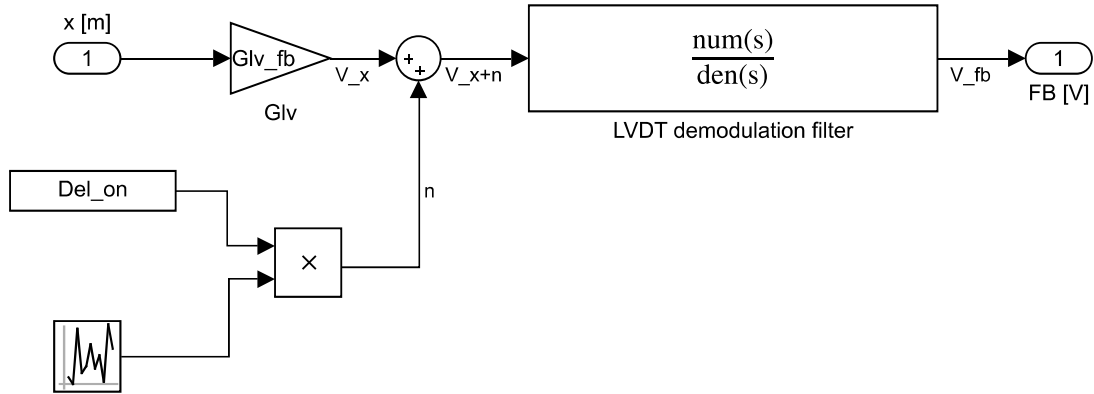


Figura 2.12: Modello LVDT

¹⁷Per il modello di attrito adoperato vedere appendice A (Pag. 122).

¹⁸Il pedice i indica la generica forza $F_{m,S}$ o $F_{m,D}$.

2.4 Linkage

Il sistema di leve che connette le varie parti del *MRA* ha uno sviluppo tridimensionale ma, al fine di studiarne la cinematica, è possibile riportarlo schematicamente su di un piano, tramite opportuni accorgimenti, così come mostrato in figura 2.13. Con riferimento a questo

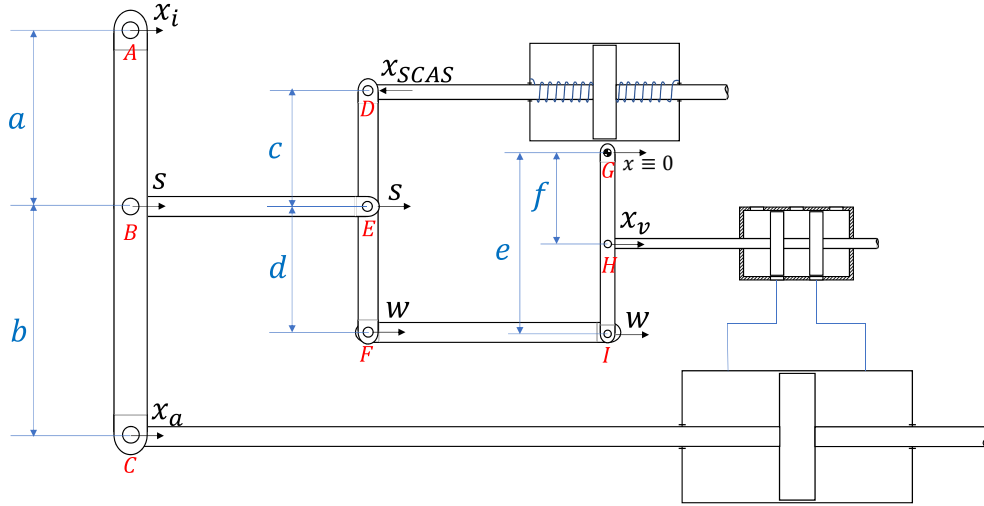


Figura 2.13: Modello del leveraggio

schema, si consideri una leva per volta. Supponendo i vari *link* come corpi perfettamente rigidi e partendo dalla leva *ABC*, su cui agisce l'*input* del pilota x_i , si ha:

$$s = \frac{b}{a+b} x_i - \frac{a}{a+b} x_a \quad (2.38)$$

Si valuti ora la leva di somma *DEF* con l'attuatore *SCAS*:

$$w = \frac{d}{c} x_{SCAS} + \frac{c+d}{c} s \quad (2.39)$$

Infine si esamini l'ultimo *link*, *GHI*, considerando che la cerniera *G* è fissa:

$$x_v = \frac{f}{e} w \quad (2.40)$$

Mettendo insieme le equazioni (2.38), (2.39), (2.40) si ottiene:

$$x_v = \frac{f}{e} \frac{c+d}{c} \left(\frac{d}{c+d} x_{SCAS} + \frac{b}{a+b} x_i - \frac{a}{a+b} x_a \right) \quad (2.41)$$

Il modello Simulink è riassunto nello schema a blocchi di figura 2.14. Oltre alla formula già mostrata sono presenti una serie di altri blocchi che consentono di tenere conto dei

fine corsa delle varie parti del sistema. Si tenga presente che la geometria del leveraggio è tale da garantire soltanto un'autorità limitata allo *SCAS* e non pieno controllo della corsa dell'attuatore principale; il comando del pilota presenta maggiore autorità.

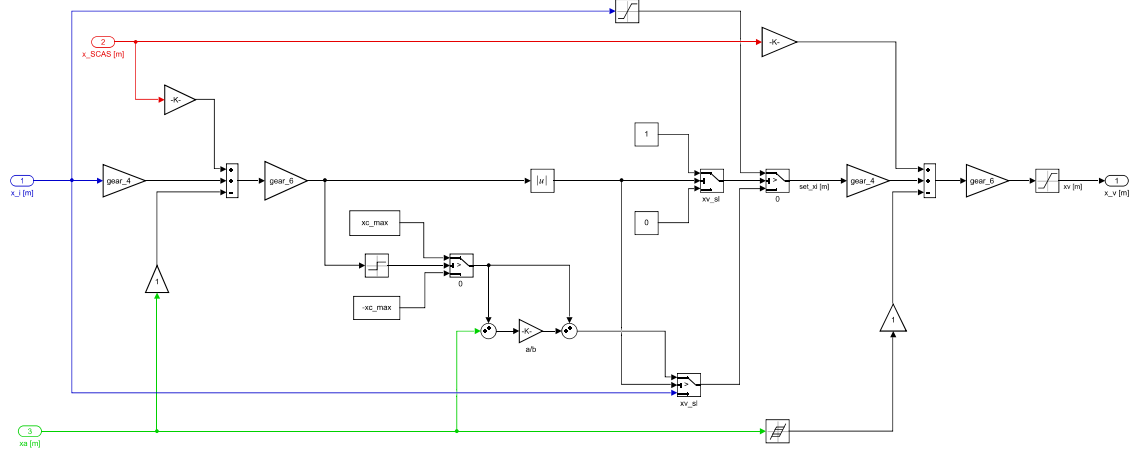


Figura 2.14: Simulink del leveraggio

2.5 Main control valve

In figura 2.15 è riportata una sezione schematica della servovalvola che comanda l'attuatore principale della *MRA*. La valvola è supposta *critical centre*¹⁹, ovvero per $x_v = 0 \Rightarrow A_{s1} = A_{r1} = A_{s2} = A_{r2} = 0$. Lo spostamento del cassetto della valvola è comandato direttamente dal leveraggio principale, così come visto nel paragrafo 2.4; si può infatti notare, in figura 2.16, come l'input al blocco della valvola principale sia proprio x_v (oltre alla pressione di mandata e di ritorno). Ciò fa sì che la dinamica di tale valvola sia priva dei due ordini derivanti dall'equilibrio del cassetto, ordini invece presenti nella *EHSV* dello *SCAS*.

In figura 2.17 è riportato lo schema idraulico della valvola, in cui sono state trascurate le perdite tra alimentazione e scarico. Adoperando l'analogia elettrica è possibile scrivere la portata i -esima (con $i = s1, s2, r1, r2$), in funzione della caduta di pressione:

$$Q_i = \frac{\Delta p_i}{R_i} \quad (2.42)$$

¹⁹Per approfondimenti si rimanda a [27] (capitolo 5).

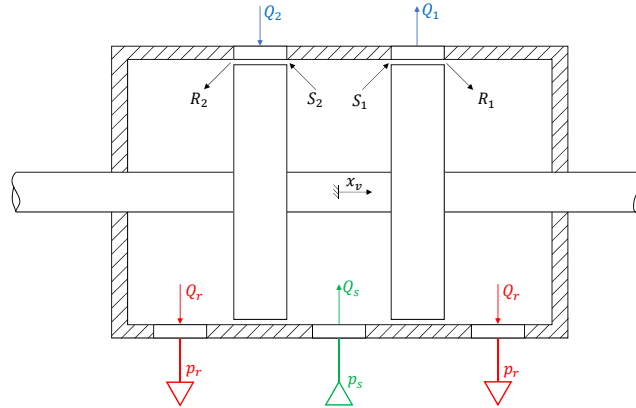


Figura 2.15: Sezione valvola principale *MRA*

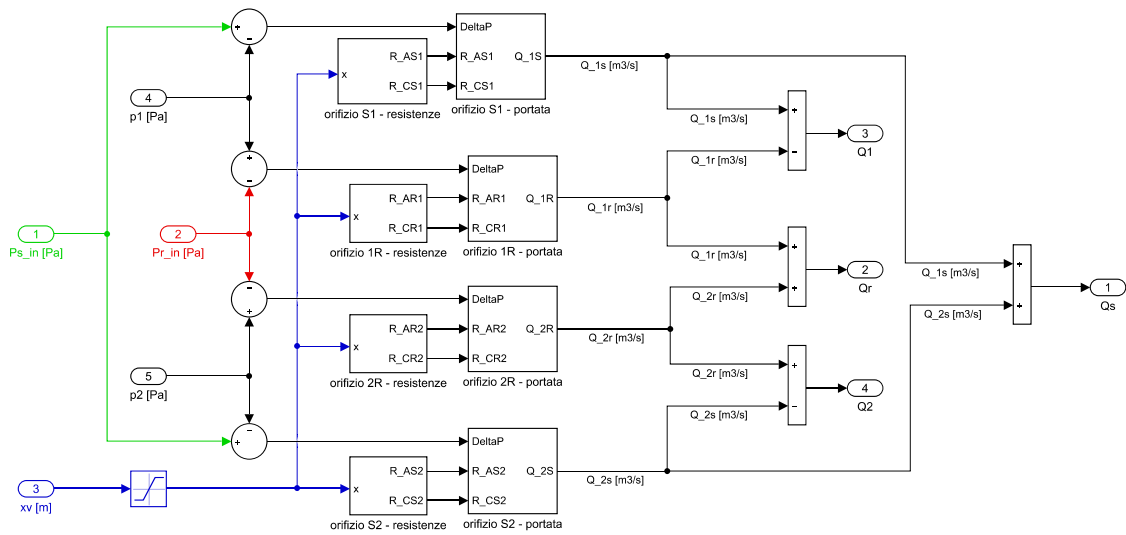


Figura 2.16: Modello della valvola principale *MRA*

La resistenza R_i è data dalla serie di due resistenze:

$$R_i = R_{A,i} + R_{C,i} \quad (2.43)$$

Dove:

$R_{A,i}$ è dovuta al restringimento della sezione di passaggio ed è perciò legato al coefficiente di efflusso tramite l'equazione (2.27):

$$R_{A,i} = \frac{\rho}{2 C_d^2 A_i^2} \quad (2.44)$$

$R_{C,i}$ è un effetto resistivo distribuito dovuto all'attrito del fluido contro le pareti ed è stato calcolato tramite la seguente²⁰:

$$R_{C,i} = 12 \mu \frac{|x_v|}{2.5 w h_r^3} \quad (2.45)$$

Con:

w la larghezza della porta della valvola espressa in (m);

h_r il gioco radiale tra il cassetto ed il cilindro espresso in (m).

La presenza di tale gioco radiale fa sì che l'area di passaggio nell'equazione (2.44) sia:

$$A_i = w \sqrt{x_v^2 + h_r^2} \quad (2.46)$$

Applicando le **leggi di Kirchhoff** si ottengono, in definitiva, le portate nell'attuatore (Q_1 , Q_2) e le portate di alimentazione e scarico (Q_{sup} , Q_{ret}):

$$\begin{cases} Q_1 = Q_{s1} - Q_{r1} \\ Q_2 = Q_{r2} - Q_{s2} \\ Q_{sup} = Q_{s1} + Q_{s2} \\ Q_{ret} = Q_{r1} + Q_{r2} \end{cases} \quad (2.47)$$

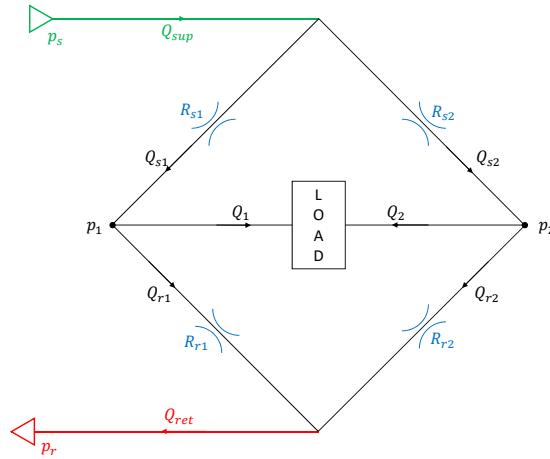


Figura 2.17: Schema idraulico della valvola principale *MRA*

²⁰Equazione derivante dall'esperienza in campo del Relatore.

2.6 Main Actuator & Load

Il modello dell'attuatore principale del *MRA* e del carico esterno ad esso collegato, è mostrato in figura 2.18. Le equazioni riguardanti la continuità nelle camere, che permettono di ottenere le pressioni p_1 e p_2 , sono del tutto analoghe a quelle del sistema (2.33). Differentemente dall'attuatore *SCAS*, però, l'equilibrio dinamico coinvolge anche il cilindro poiché si è supposto che esso non sia connesso alla struttura tramite un incastro perfetto ma attraverso un vincolo cedevole modellizzato tramite il parallelo di una molla e di uno smorzatore. Si è inoltre considerato un gioco (x_{bl}) tra il carico e l'attuatore, esso fa sì che lo spostamento del pistone (x_r) e del punto di connessione con il carico (x_a), non coincidano ($x_r \neq x_a$). In prima istanza il gioco è stato modellizzato come una *banda morta*.

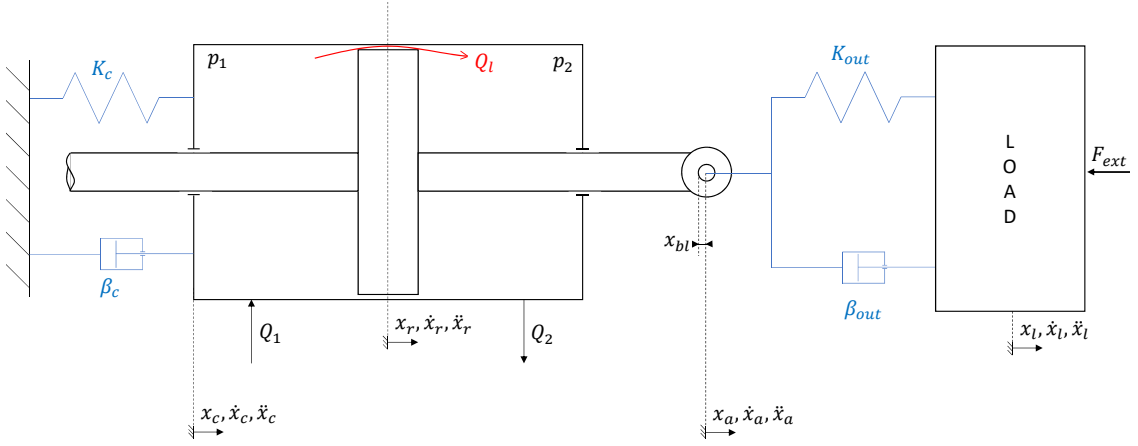


Figura 2.18: Modello attuatore principale e superficie di controllo

Effettuando l'equilibrio dei tre corpi, i cui diagrammi di corpo libero sono mostrati in figura 2.19, si ottengono le seguenti tre equazioni.

Equilibrio 2.19a:

$$(p_1 - p_2) A_r = m_r \ddot{x}_r + \beta_{out} (\dot{x}_a - \dot{x}_l) + \gamma_r (\dot{x}_r - \dot{x}_c) + K_{out} (x_a - x_l) + F_{frict} \quad (2.48)$$

Equilibrio 2.19b:

$$(p_1 - p_2) A_c + m_c \ddot{x}_c + K_c x_c + \beta_c \dot{x}_c = \gamma_r (\dot{x}_r - \dot{x}_c) + F_{frict} \quad (2.49)$$

Equilibrio 2.19c:

$$m_l \ddot{x}_l + F_{ext} = K_{out} (x_a - x_l) + \beta_{out} (\dot{x}_a - \dot{x}_l) \quad (2.50)$$

Dove:

A_r è l'area del pistone al netto dello stelo, espressa in (m²);

A_c è l'area interna della faccia laterale, espressa in (m²)²¹;

γ_c è il coefficiente di attrito viscoso per quanto concerne lo spostamento relativo tra fluido interno al cilindro ed il pistone, misurato in (N m/s);

F_{ext} è la forza esterna agente sulla superficie di volo e derivante principalmente dai carichi aerodinamici; essa è stata ipotizzata così come riportato nel paragrafo 3.2.3 (Pag. 72).

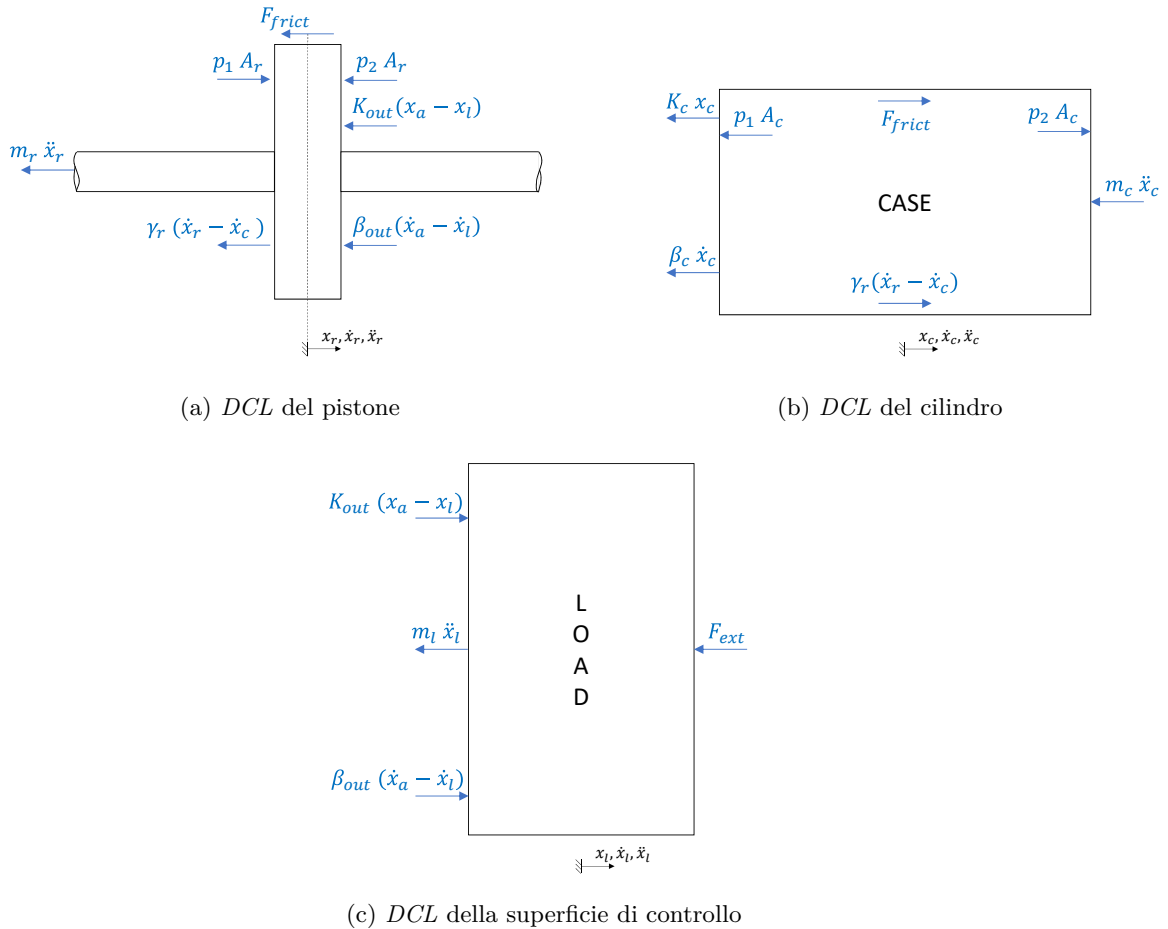


Figura 2.19: Diagrammi di corpo libero dell'attuatore principale e del carico

In figura 2.20 è riportato, infine, lo schema a blocchi dell'attuatore principale in cui è possibile vedere anche il sottoblocco che risolve la continuità nelle due camere. Lo schema

²¹La pressione agente circolarmente si autoequilibra dando luogo ad una risultante nulla.

a blocchi del carico risolve solamente l'equazione (2.50) e perciò è stato omesso.

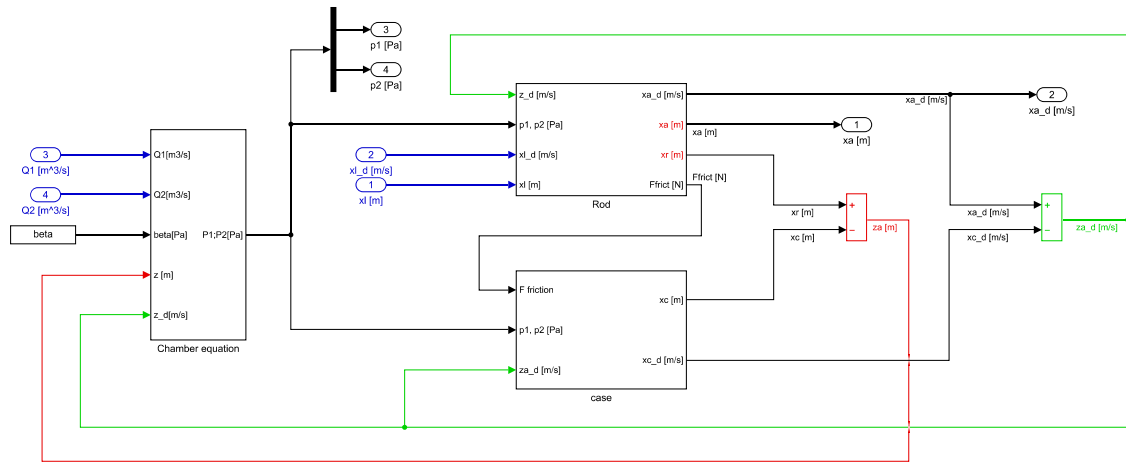


Figura 2.20: Schema a blocchi dell'attuatore principale

Capitolo 3

Modelli di degradazione e simulazione

3.1 Modelli di degradazione dell'attuatore *SCAS*

Le degradazioni introdotte all'interno del modello riguardano entrambe l'attuatore *SCAS* e per l'esattezza sono:

- **Molla SCAS:** è stata modellizzata la presenza di un difetto all'interno della molla, in particolare è stato analizzato in che modo esso modifichi la rigidità e come propaghi sotto l'azione di carichi ciclici fino a rottura.
- **Guarnizione SCAS:** è stato proposto un modello di usura delle guarnizioni dinamiche dell'attuatore con conseguenze sui trafilamenti interni.

3.1.1 Degradazione della molla

Le molle di centraggio dell'attuatore *SCAS* sono una coppia di molle di compressione ad elica, caricate da una forza assiale F dipendente, secondo **legge di Hooke**, dal valore della compressione δ . Sia R ($D = 2 R$) il raggio (diametro) medio della molla e sia r ($d = 2 r$) il raggio (diametro) del filo, si definisce **indice della molla**:

$$C \doteq \frac{D}{d} = \frac{R}{r} \quad (3.1)$$

Una tipica rottura per tali molle è quella a fatica sotto carichi ciclici. Per molle con indici piccoli-medi ($C = 4 \div 10$) tale rottura parte da una cricca situata in prossimità del raggio di

curvatura interno della spira¹ [42]. La cricca si propaga con un angolo di circa 45° rispetto l'asse del filo: ciò indica che la propagazione della cricca è comandata dalla tensione di taglio [43]. Logica opposta per molle con elevati indici ($C > 10$) per le quali l'effetto di curvatura del filo è molto meno rilevante dell'angolo dell'elica della molla. In tal caso l'individuazione del massimo valore di tensione e del punto di massimo danneggiamento a fatica, è più complesso ma, in generale, essi sono situati in prossimità dell'esterno della spira [44]. Poiché, però, l'indice delle molle dell'attuatore SCAS è piccolo ($C \simeq 6$), nel seguito si è adoperato l'approccio classico al problema.

Il difetto considerato è una *cricca semiellittica* nella zona interna della spira di una delle due molle dell'attuatore: *condizioni non simmetriche*.² Tale cricca è causa di una variazione di rigidità della molla. Inoltre essa propaga, sotto l'effetto dei carichi ciclici, secondo le leggi della *meccanica della frattura lineare elastica (MFLE)*. Allo scopo di definire in modo rigoroso i modelli adoperati, entrambi questi aspetti sono analizzati nel seguito, previa una breve analisi delle sollecitazioni in condizioni nominali.

Analisi delle sollecitazioni in condizioni nominali

Si supponga di sezionare il filo perpendicolarmente il proprio asse, così come mostrato in figura 3.1. Su tale sezione agirà un momento pari a $F R$ e una forza pari ad F , le quali causano le seguenti sollecitazioni:

$$\left\{ \begin{array}{ll} M = F R \sin \alpha & \text{Momento flettente} \\ T = F R \cos \alpha & \text{Momento torcente} \\ Q = F \cos \alpha & \text{Taglio} \\ N = F \sin \alpha & \text{Sforzo normale} \end{array} \right. \quad (3.2)$$

Così come mostrato in figura 3.1, l'angolo α è l'*angolo d'elica* della molla.

Trascurando cautelativamente la compressione derivante dallo sforzo normale [42] e indicando con (y, z) il piano in cui giace la sezione del filo e dunque con x l'asse longitudinale dello stesso (vedi figura 3.2), è possibile applicare il **principio di De Saint-Venant** e

¹Per tale ragione in [45] si afferma che la pallinatura della zona interna della molla ad elica è più importante di quella esterna, a causa del fattore di concentrazione delle tensioni all'interno del filo. Nella presente trattazione, però, sono stati trascurati eventuali stress residui derivanti dalla pallinatura.

²La presenza della degradazione in entrambe le molle contemporaneamente rappresenta un caso raro e contemporaneamente sfortunato poiché le condizioni simmetriche potrebbero nascondere alle *feature*, così come definite nel capitolo 4, la presenza della degradazione stessa.

ottenere i seguenti valori di tensione [46]:

$$\begin{cases} |\sigma_x| = \frac{M r}{I} \\ \tau_{xy,T} = \frac{T r}{J} \\ \tau_{xy,Q} = \frac{Q}{A} \end{cases} \quad (3.3)$$

Dove:

$A = \pi r^2$ è l'area della sezione (m^2);

$I = \pi r^4/4$ è il momento di inerzia statico della sezione (m^4);

$J = \pi r^4/2$ è il momento di inerzia polare della sezione (m^4).

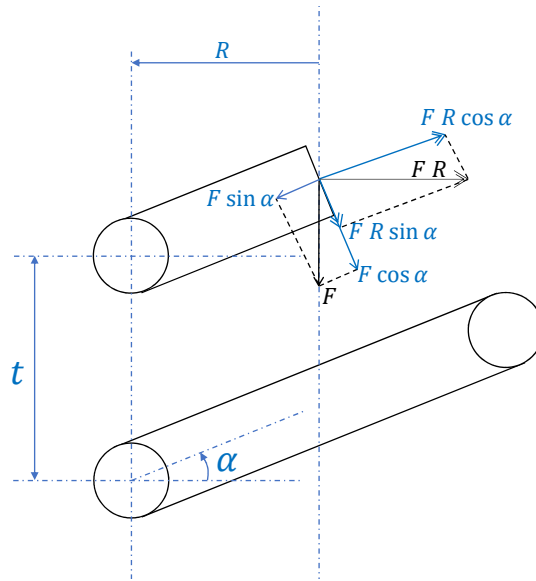


Figura 3.1: Sollecitazioni molla

Tali equazioni sono state scritte per i punti più sollecitati della molla ovvero i due punti superficiali sull'asse z (il punto P e l'opposto rispetto l'asse del filo). In tali punti la tensione di torsione e di taglio agiscono nella stessa direzione, perciò, queste possono essere sommate: $\tau_{xy} = \tau_{xy,T} + \tau_{xy,Q}$ così come mostrato in figura 3.2. Con riferimento in particolare al punto P (il quale è già noto che a causa della curvatura del filo è il più sollecitato), sostituendo le espressioni delle equazioni (3.2), le tensioni della (3.3) diventano:

$$\begin{cases} |\sigma_x| = \frac{F R r}{I} \sin \alpha \\ \tau_{xy} = \left(\frac{F R r}{J} + \frac{F}{A} \right) \cos \alpha \end{cases} \quad (3.4)$$

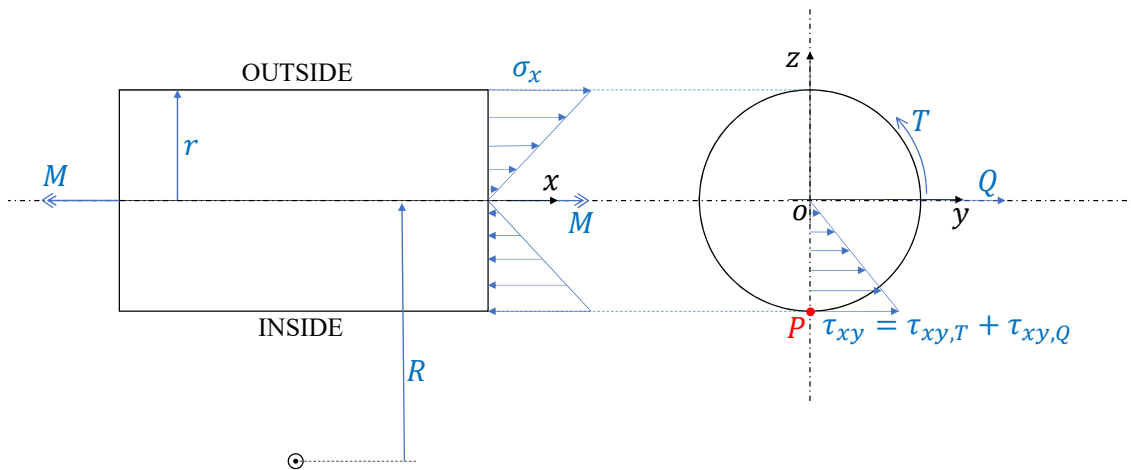


Figura 3.2: Sistema di coordinate e tensioni sulla sezione

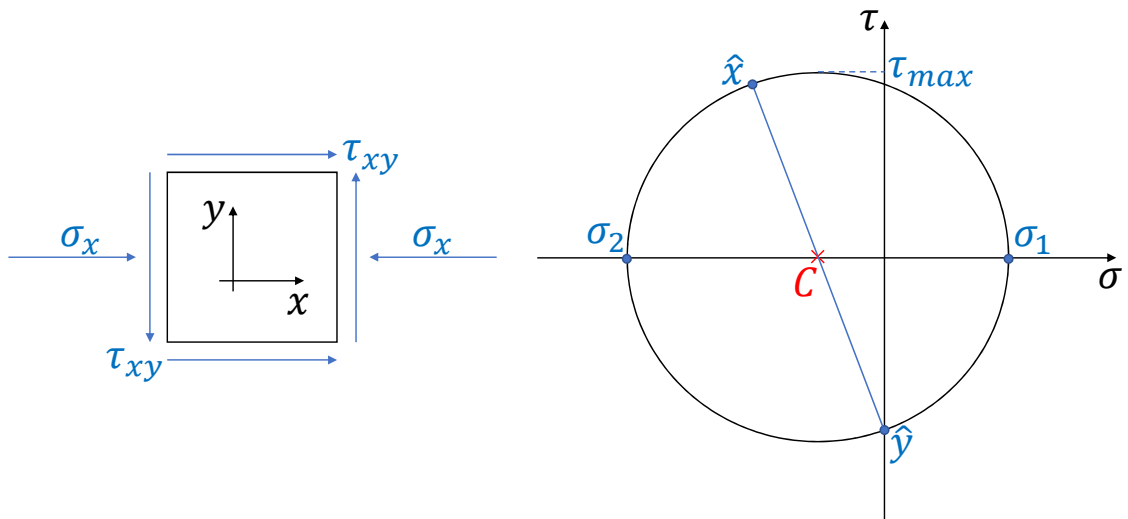


Figura 3.3: Stato piano di tensione nel punto P

In figura 3.3 è mostrato lo stato di sollecitazione del punto interno della molla ed i **cerchi di Mohr** corrispondenti.³

Applicando il **criterio di Tresca** [47]:

$$\tau_{max} = \sqrt{\tau_{xy}^2 + \frac{\sigma_x^2}{4}} \quad (3.5)$$

Sostituendo le espressioni della (3.4) e ricordando che, per una sezione circolare, $J = 2 I$ mentre $A = 4 I/r^2$, si ottiene:

$$\tau_{max} = \frac{F R r}{2 I} \sqrt{\frac{4 C^2 + \cos^2 \alpha (4 C + 1)}{4 C^2}} \quad (3.6)$$

Per angoli d'elica piccoli si ha che: $\alpha \rightarrow 0 \Rightarrow \cos^2 \alpha \rightarrow 1$.⁴ Considerando quest'approssimazione nella (3.6), si ottiene:

$$\tau_{max} = \frac{8 F D}{\pi d^3} K_s \quad (3.7)$$

Dove:

$K_s = \frac{1 + 2 C}{2 C}$ è il fattore di correzione della tensione per il taglio (*shear stress-correction factor*).

Dall'ipotesi: $\alpha \rightarrow 0$, tornando a ritroso nell'equazione (3.2), si ha che $N \rightarrow 0$ e $M \rightarrow 0$. Il fatto che lo sforzo normale sia nullo giustifica l'averlo trascurato, mentre, il fatto che sia nullo il momento flettente fa sì che la sezione sia soggetta solo a torsione e taglio. Come già detto in precedenza queste due sollecitazioni in generale non possono essere sommate direttamente poiché poste su differenti giaciture: la somma algebrica di $\tau_{x\theta,T}$ e $\tau_{xy,Q}$ è valida soltanto lungo l'asse z ove $\tau_{x\theta,T} = \tau_{xy,T}$.

L'equazione (3.7) può essere opportunamente riscritta nella seguente forma [42]:

$$\tau_{max} = \frac{T r}{J} + \frac{F}{A} \quad (3.8)$$

Nella presente trattazione si è trascurato l'effetto della curvatura di cui si può tener conto tramite il seguente fattore moltiplicativo [48]:

$$K_c = \frac{2 C (4 C + 2)}{(4 C - 3)(2 C + 1)} \quad (3.9)$$

³Trattandosi di uno stato di tensione piano si ha un unico cerchio.

⁴La molla SCAS in condizioni libere presenta un angolo d'elica pari a $\alpha \simeq 5^\circ$: tale angolo si riduce, inoltre, a causa della precompressione sicché l'approssimazione risulta valida.

Si definisce, **fattore di Wahl** il prodotto [42]:

$$K_w \doteq K_c K_s = \frac{4C - 1}{4C - 4} + \frac{0.615}{C} \quad (3.10)$$

Perciò, tenendo conto dell'effetto di curvatura, l'equazione (3.7), diviene:

$$\tau_{max} = \frac{8FD}{\pi d^3} K_w \quad (3.11)$$

Mentre le equazioni (3.7) e (3.8) vengono adoperate per la progettazione statica, la (3.11) si applica per sollecitazioni a fatica e ciò sarà, appunto, l'utilizzo che nel seguito verrà fatto di tali equazioni.

Rigidezza

La costante elastica della molla (K) è funzione dello stato di degradazione della stessa e perciò è necessario individuare una relazione esplicita che leghi la rigidezza alla propagazione del difetto. In condizioni sane K può essere ottenuta dalla geometria della molla tramite il **teorema di Castigliano** che in definitiva porta alla seguente [48]:

$$K \doteq \frac{G d^4}{8 D^3 N} \quad (3.12)$$

Dove:

N è il numero di spire della molla;

G è il *modulo di elasticità tangenziale* del materiale (Pa).

É possibile vedere le spire come fossero N molle in serie (soggette alla stessa forza), ciascuna con costante elastica pari a:

$$K_i = \frac{G d^4}{8 D^3} \quad (3.13)$$

Difatti la rigidezza totale di N molle in serie è data dalla seguente:

$$\frac{1}{K} = \sum_{i=1}^N \frac{1}{K_i} \quad (3.14)$$

Sostituendo la (3.13) nella (3.14) si ottiene, appunto, l'equazione (3.12). L'equazione (3.14) è, soprattutto, utile per il calcolo della rigidezza della molla in presenza di un difetto. Tale difetto, infatti, sarà presente in un numero di spire pari a N_f (tipicamente $N_f = 1$ a meno di situazioni particolarmente sfortunate) mentre le restanti spire ($N - N_f$) avranno, ciascuna, rigidezza invariata e data dall'equazione (3.13). Indicando con K_h la rigidezza

totale della serie delle $N - N_f$ spire sane:

$$K_h = \frac{G d^4}{8 D^3 (N - N_f)} \quad (3.15)$$

Indicando poi con K_f la rigidezza totale della serie delle N_f spire guaste, è possibile ottenere, sempre tramite la (3.14) che:

$$K = \frac{K_h K_f}{K_h + K_f} \quad (3.16)$$

Rimane, perciò, da capire come calcolare la rigidezza K_f delle N_f spire in cui è presente un difetto.

Si parte dal valore di tensione massima agente sul filo, supposto nullo l'effetto di curvatura⁵, fornito dall'equazione (3.8). Sostituendo nell'equazione (3.8) $F = K \delta^6$, si può riscrivere:

$$\tau_{max} = K_f \delta \left(\frac{R r}{J} + \frac{1}{A} \right) \quad (3.17)$$

Da cui:

$$K_f = \frac{\tau_{max}}{\delta \left(\frac{R r}{J} + \frac{1}{A} \right)} \quad (3.18)$$

Da considerazioni geometriche è possibile ottenere che:

$$\gamma_{max} = \frac{\delta}{\pi D N_f} \frac{2 C + 1}{2 C^2} \quad (3.19)$$

Dove:

γ_{max} è il valore massimo di deformazione tangenziale.

Sfruttando il legame caratteristico tra tensione e deformazione:

$$\tau_{max} = G \gamma_{max} = G \frac{\delta}{\pi D N_f} \frac{2 C + 1}{2 C^2} \quad (3.20)$$

⁵Si considera la formula adoperata per carichi statici: in tal caso si trascura la *concentrazione delle tensioni* derivante dalla curvatura del filo [42].

⁶Nel seguito con δ si indicherà la deflessione della molla e dunque lo spostamento dell'attuatore SCAS.

Sostituendo l'equazione (3.20) in (3.18) si ottiene, in definitiva:

$$K_f = \frac{G (2 C + 1)}{2 C^2 \pi D N_f \left(\frac{R r}{J} + \frac{1}{A} \right)} \quad (3.21)$$

L'equazione (3.21) collassa esattamente nella formula (3.12) nel caso in cui si sostituisca $J = \pi d^4/32$ e $A = \pi d^2/4$.

La presenza di una cricca semiellittica, però, così come mostrata in figura 3.4, modifica sia l'area resistente che il momento di inerzia polare.

Per quanto riguarda l'area resistente (A), con riferimento alla figura 3.4a, è necessario

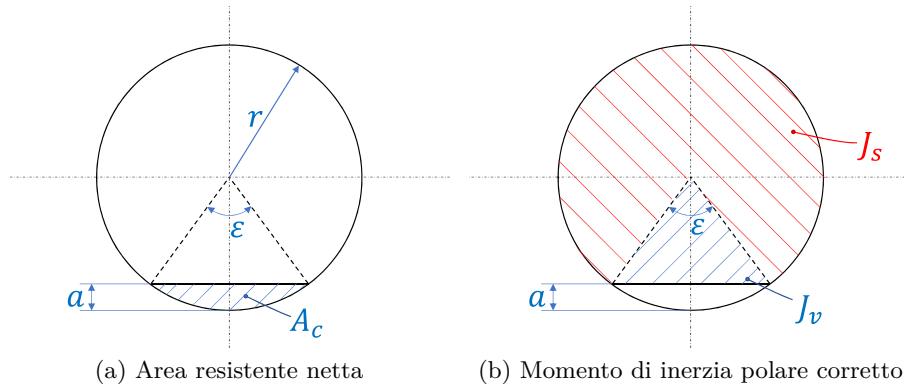


Figura 3.4: Sezione filo molla con difetto semiellittico

sottrarre all'area della circonferenza (πr^2) l'area del settore circolare delimitato dalla cricca (A_c):

$$A_c = \frac{r^2}{2} (\varepsilon - \sin \varepsilon) \quad (3.22)$$

Con ε espresso in (*rad*).

Poiché il parametro indipendente che si è adoperato non è l'angolo al centro (ε) ma la lunghezza della cricca (a), per il calcolo di ε si è adoperata la seguente:

$$\varepsilon = 4 \arcsin \left(\sqrt{\frac{a}{2r}} \right) \quad (3.23)$$

In definitiva, perciò, l'area resistente netta vale:

$$A = \pi r^2 - \frac{r^2}{2} (\varepsilon - \sin \varepsilon) \quad (3.24)$$

Per quanto riguarda il momento di inerzia polare (J), con riferimento alla figura 3.4b, si ricordi che, in generale [46]:

$$J = \int_A \rho^2 dA \quad (3.25)$$

Sfruttando la proprietà di linearità degli integrali:

$$J = J_s + J_v \quad (3.26)$$

Dove:

$$J_s = \int_0^r \rho^2 (2\pi - \varepsilon) d\rho = (2\pi - \varepsilon) \frac{r^4}{4} \quad (3.27)$$

Mentre [49]:

$$J_v = \frac{1}{4} \left(2r \sin\left(\frac{\varepsilon}{2}\right) \right) (r - a)^3 \quad (3.28)$$

Sostituendo le equazioni (3.27) e (3.28) nell'espressione (3.26), si ottiene:

$$J = (2\pi - \varepsilon) \frac{r^4}{4} + \frac{1}{2} r \sin\left(\frac{\varepsilon}{2}\right) (r - a)^3 \quad (3.29)$$

Sostituendo le equazioni (3.24) e (3.29) nella (3.21) si ottiene il valore di rigidezza delle spire guaste per qualsiasi dimensione del difetto.⁷

Osservazione 1 *Nel caso in cui $a = 0$ m, le equazioni (3.24) e (3.29) diventano:*

$$\begin{cases} A = \frac{\pi d^2}{4} \\ J = \frac{\pi d^4}{32} \end{cases} \quad (3.30)$$

Sicché, in tal caso, l'equazione (3.21) coincide con l'equazione (3.12), così come è lecito attendersi. Ulteriore prova della validità delle equazioni fin qui ricavate, è visibile in figura 3.5 ove si può notare come la curva blu, ottenuta tramite l'equazione (3.16) e sostituendo K_h e K_f , e la curva rossa, ottenuta tramite la formula (3.12), coincidano per $a = 0$ m.

⁷Si osservi che nella presente trattazione è stato supposto implicitamente $a < r$ (così come visibile in figura 3.4); in caso contrario la geometria della sezione resistente varia completamente e le formule su scritte non valgono. Ciò non rappresenta in ogni caso un problema poiché, così come evidenziato più avanti, la lunghezza critica del difetto è inferiore a tale limite e dunque le equazioni fin qui scritte sono state adoperate senza alcun problema all'interno di tutto il campo di funzionamento.

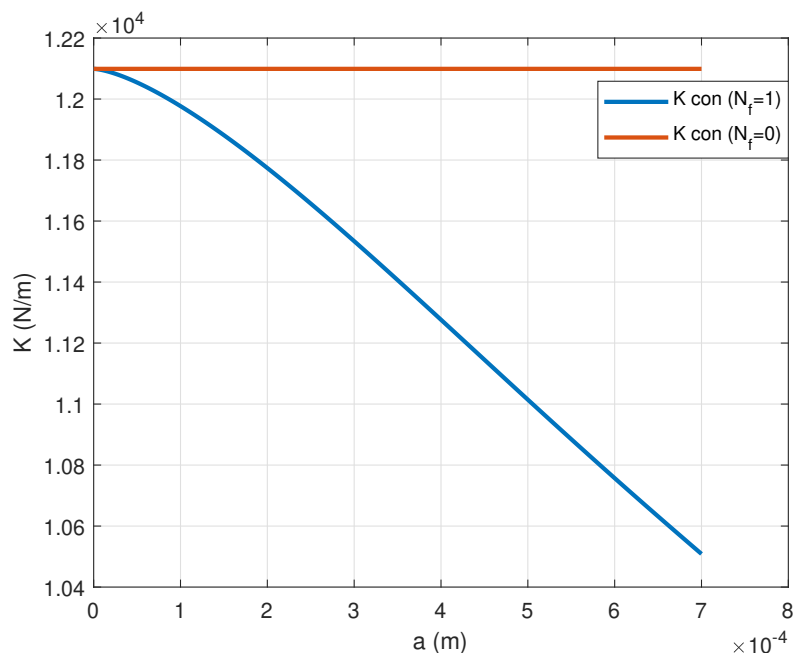


Figura 3.5: Andamento della rigidità totale della molla al variare della lunghezza del difetto

MFLE - Lunghezza critica del difetto

Poiché si considera una cricca nelle condizioni peggiori, ovvero nel punto più sollecitato della molla (punto P in figura 3.2) e poiché in questo punto, così come visto nel paragrafo 3.1.1, le tensioni di taglio sono sommabili: *è possibile modellizzare il problema di meccanica della frattura considerando il filo come una trave soggetta a torsione*, così come mostrato in figura 3.6.

Per un'approssimazione in forma chiusa del **fattore di intensificazione delle tensioni** (K_{III}) di una trave sottoposta a torsione in presenza di un difetto semiellittico, si fa riferimento al **metodo di Kienzler-Herrmann** [50]. Tale metodo parte dalla relazione tra \mathcal{G} (*energy release rate*)⁸ e K_{III} così come individuata da *Irwin* [51].

⁸Ovvero l'*energia elastica di deformazione liberata per unità di avanzamento del difetto*. Questo termine, in condizioni di propagazione del difetto, risulta maggiore della *resistenza del materiale all'avanzamento del difetto* (\mathcal{R}): $\mathcal{G} > \mathcal{R}$, equazione postulata in principio da *Griffith* [52] e corretta con il termine di plasticità indipendentemente da *Irwin* [53] e *Orowan* [54]. L'analisi accurata delle basi della meccanica della frattura e del *metodo di Kienzler-Herrmann* esula dall'obiettivo primario della tesi e perciò viene di seguito omessa, di queste teorie si adopereranno soltanto i risultati finali; per maggiori informazioni a riguardo si rimanda a [55].

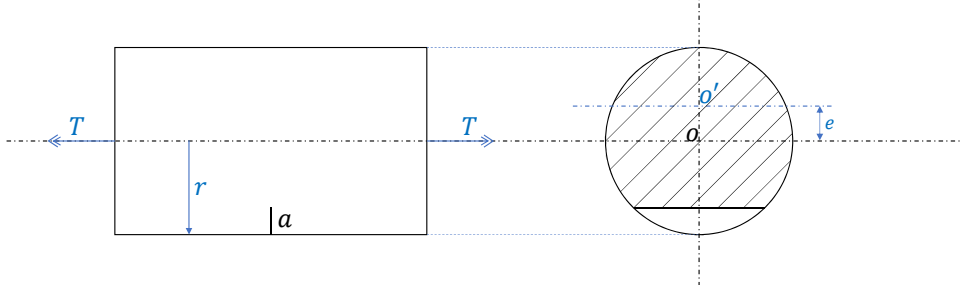


Figura 3.6: Filo molla sottoposto a torsione

Con riferimento sempre a figura 3.6 si ottiene che [56]:

$$K_{III} = \frac{T}{r^{5/2}} F_T(\eta) \quad (3.31)$$

Dove:

$\eta = \frac{a}{2r}$ è la *lunghezza adimensionale del difetto*;

$F_T(\eta)$ è un *fattore geometrico* che tiene conto di come varia la sezione resistente (A) ed il momento d'inerzia polare (J) al variare della dimensione del difetto.

Sostituendo il valore nominale di tensione all'apice della cricca, ottenibile dalla formula della torsione, l'equazione (3.31) diviene:

$$K_{III} = \frac{\pi}{2} \tau_{max} F_T(\eta) \sqrt{r} \quad (3.32)$$

Il valore di τ_{max} da inserire nell'equazione (3.32) deve, però, tenere conto anche del fattore di intensificazione delle tensioni derivante dalla curvatura del filo, altrimenti risulterebbero egualmente critiche una cricca nella zona interna del filo e una nella zona esterna dello stesso mentre sappiamo che la prima è la principale causa della rottura. Per tale ragione si adopera l'equazione (3.11).

Per concludere, dell'equazione (3.31), rimane da definire il fattore geometrico [56]:

$$F_T(\eta) = \sqrt{\frac{1}{2\Delta} \left[\left(\frac{\Pi_1}{2} - \frac{8}{3}(1-2\eta)\Delta^3 - \frac{256\Delta^6}{9\Pi_1} \right)^{-1} - \frac{2}{\pi} \right]} \quad (3.33)$$

Dove:

$$\Pi_1 = \pi - \arccos(1-2\eta) + 2(1-2\eta)\Delta \quad (3.34)$$

$$\Delta = \sqrt{\eta - \eta^2} \quad (3.35)$$

L'equazione (3.31) consente di calcolare il valore critico del difetto per il quale si avrà rottura fragile (a_c):

$$K_{III} = K_{III,c} \quad (3.36)$$

Dove:

$K_{III,c}$ è la *tenacità a frattura* del modo considerato ($\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$).

Risolvendo per via numerica la (3.36) si ottiene η_c e dunque a_c (vedi figura 3.7a).

Oltre alla verifica a rottura fragile deve essere effettuata quella a collasso plastico, a tale scopo si adopera l'equazione (3.8) sostituendo per J ed A i valori rispettivamente trovati nella (3.29) e (3.24): ciò consente di individuare il valore di sollecitazione al variare di carico⁹ e lunghezza del difetto (vedi figura 3.7b). In condizioni di collasso plastico si ha:

$$\tau_{max} = \tau_{ut} \quad (3.37)$$

Dove:

τ_{ut} è la tensione ultima di rottura della molla (MPa).

Risolvendo l'equazione (3.37) si ottiene la lunghezza del difetto per la quale si ha collasso plastico: a_p (vedi figura 3.7a).

In definitiva, la dimensione finale del difetto che causa la rottura della molla è individuata dal valore minimo tra queste due grandezze:

$$a_f = \min(a_c, a_p) \quad (3.38)$$

Alcune osservazioni riguardo la figura 3.7 sono importanti:

1. Poiché $r = 1 \text{ mm}$ si ha che: $a_f < r$ per qualsiasi carico. Tale controllo a posteriori è doveroso visto il campo di validità dell'equazione (3.8) di cui si è discusso in precedenza.
2. $a_f = a_p$: è sempre il collasso plastico a definire la lunghezza critica del difetto, la molla non cede mai per rottura fragile.
3. $\delta = 10 \text{ mm}$ rappresenta la deflessione massima della molla pari, cioè, alla corsa utile dell'attuatore SCAS.

⁹Poiché le due molle lavorano a *deformazione imposta* nel seguito con la parola carico si indica una deformazione e non una forza. Si osservi, comunque, che i due parametri non sono indipendenti poiché legati dalla *legge di Hooke*.

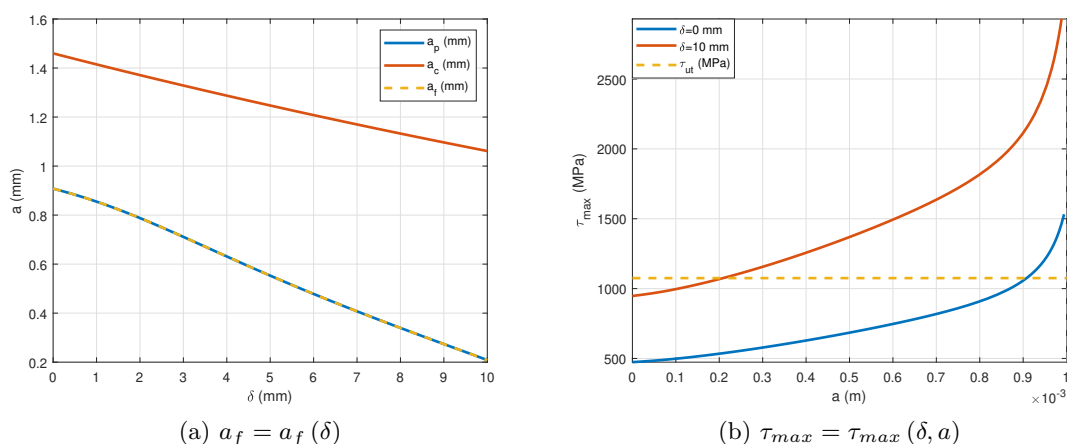


Figura 3.7: Lunghezza critica del difetto e andamento delle equazioni (3.36) e (3.8)

4. Per $\delta = 0$ mm si ha la tensione derivante dal precarico: $F_p = 120$ N.

MFLE - Modello di propagazione

Il modello di propagazione del difetto fa riferimento alla **legge di Paris** [57]:

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K)^m \quad (3.39)$$

Dove:

da/dN è la *velocità di propagazione del difetto*;

C, m sono due costanti del materiale determinate sperimentalmente¹⁰;

ΔK è calcolato tramite la (3.32) sostituendo $\Delta\tau_{max}$ al valore di tensione.

Ipotizzando una lunghezza iniziale del difetto ($a_0 = 0.01$ mm) e risolvendo numericamente l'equazione (3.39) nel caso di carichi sinusoidali di differente ampiezza, si ottengono gli andamenti visibili in figura 3.8.

Il normale funzionamento dell'attuatore *SCAS* è tale che il *numero di occorrenze* di cicli a massimo carico ($\Delta\delta = 10$ mm) è nullo, mentre i carichi con maggiore occorrenza sono pari a $\Delta\delta = 4$ mm e $\Delta\delta = 0.6$ mm (vedi paragrafo 3.2.3). Come visibile, perciò, in figura 3.8a (curva blu) e 3.8b, il numero di cicli a rottura del componente è molto elevato e, considerando che la frequenza dei carichi non supera mai i 2 Hz, le ore di funzionamento prima della rottura sono notevoli, così come lecito attendersi. Ciò rappresenta un problema

¹⁰Traffatti di un acciaio per molle 17/7 PH.

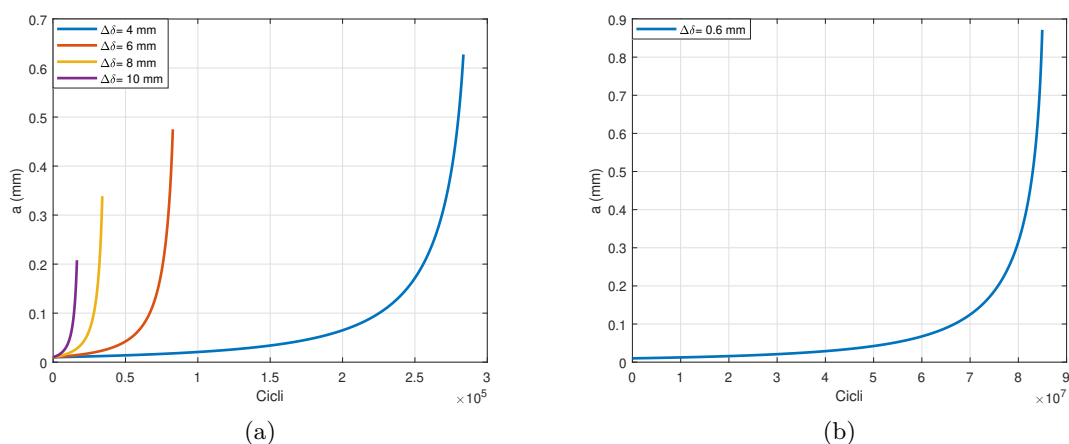


Figura 3.8: Propagazione del difetto a tempo reale per diverse ampiezze di carico sinusoidale

dal punto di vista della simulazione numerica: *risulta molto dispendioso, sia computazionalmente che in termini di tempo, la fedele riproduzione dell'evoluzione della degradazione.* È stato perciò necessario modificare le costanti C ed m del materiale, al fine di accelerare il processo di simulazione della degradazione della molla rispetto al fenomeno reale. In particolare si è accelerato il processo di degradazione di circa 90000 volte, ciò ha reso possibile la simulazione della rottura della molla entro 10 missioni.

Poiché poi, durante il volo, $\Delta\delta \neq cost$, una volta definita una missione del componente (si veda paragrafo 3.2.3) è possibile analizzarne lo spettro di carico tramite il **Rainflow method** [58],[59]¹¹ così come mostrato in figura 3.9.

La serie di 10 missioni siffatte, comporta la curva di propagazione mostrata in figura 3.10, fino a rottura del componente.¹² In tale figura è visibile un leggero andamento a gradini derivante dai cicli più ampi, ciò implica che la fisica della degradazione viene leggermente compromessa: tale soluzione rimane, comunque, l'unica possibile al fine di ottenere, in un tempo accettabile, i dati necessari per effettuare la prognostica del sistema.

¹¹Per l'implementazione del metodo di conteggio dei cicli si è adoperata la funzione *rainflow*. Per maggiori informazioni si rimanda alla guida on-line MathWorks® accessibile tramite il seguente link: https://it.mathworks.com/help/signal/ref/rainflow.html#mw_ae271fe5-899d-4944-9c49-9b498186a5fb

¹²Per semplicità si è supposto il danneggiamento indipendente dall'ordine dei singoli cicli dello spettro di carico, trascurando, perciò, il **ritardo** [60] (Pag.136-149).

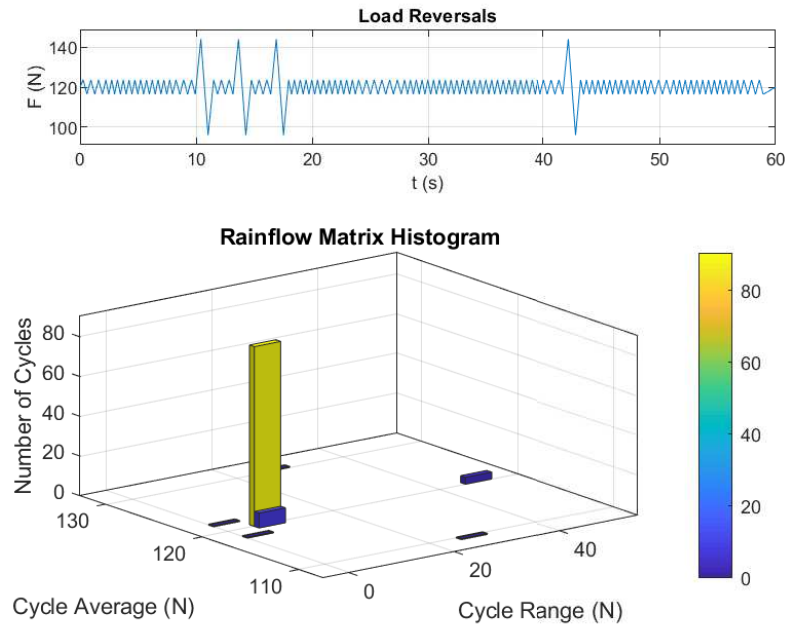


Figura 3.9: Rainflow di una missione

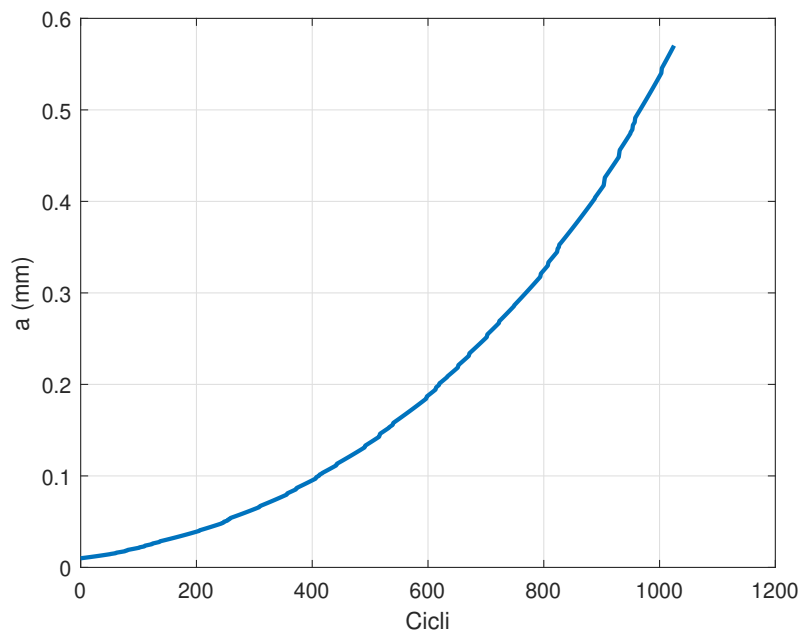


Figura 3.10: Propagazione accelerata del difetto durante le missioni del componente

Considerazioni

Nel modello si è supposto che la cricca si trovi nelle condizioni peggiori ovvero nel punto P (figura 3.2); l'analisi effettuata nel paragrafo 3.1.1 giustifica la scelta fatta nella modellazione del problema di meccanica della frattura tramite una trave sottoposto a torsione. È però necessario osservare che quanto fatto rappresenta semplicemente un'approssimazione del problema reale. In funzione di quanto detto finora è possibile rilevare i seguenti limiti nel modello:

1. **Torsione pura:** la cricca non è puntuale ma si sviluppa in una regione più ampia, anche al di fuori del punto P ; lo stato tensionale su di essa agente non può essere rappresentato semplicemente dalla (3.11). Un approccio più rigoroso al problema richiederebbe il calcolo indipendente dei $K_{III,T}$ e $K_{III,Q}$ derivanti rispettivamente da torsione e taglio [61]. Tali fattori di intensificazione delle tensioni, poiché agenti sullo stesso modo di rottura, possono essere sommati per ottenere un K_{III} equivalente [55].
2. **Angolo d'elica:** aver trascurato l'angolo d'elica della molla e conseguentemente la compressione ed il momento flettente è fonte di approssimazione. Se si volesse considerare quanto meno il momento flettente, sarebbe necessario valutare il fattore di intensificazione delle tensioni relativo al modo I : $K_{I,M}$. Il problema diventerebbe misto (*Mixed-Mode Loading*), per la risoluzione del quale bisognerebbe fare riferimento ad una serie di metodi teorici/sperimentali similmente a quanto si fa per individuare la tensione equivalente nell'analisi di stati di tensione complessi. *Energy criterion*, *Criterion of maximum circumferential stress*, *S-criterion*, *Kink model* sono alcuni dei metodi adoperabili in questi frangenti [62]. Nel caso specifico di travi curve lo *S-criterion* è preferibile poiché già presenti studi in letteratura [63].
3. **Modo di rottura:** così come indicato nel paragrafo 3.1.1 (Pag. 56) la cricca si propaga con un angolo di circa 45° rispetto l'asse del filo. Ciò indica che durante la fase di propagazione del difetto esso cerca il percorso di minor resistenza [55]. Dunque nel passaggio dalla fase di iniziazione (*crack initiation*) a quella di propagazione (*crack propagation*), che avviene per una lunghezza del difetto da circa 0.05 mm a 2 mm [64], si ha contemporaneamente un passaggio dal modo III di rottura al modo I . Anziché l'equazione (3.11) potrebbe risultare necessario adoperare la tensione principale così come suggerito in [44].¹³
4. **MFLE:** l'approccio più adoperato per la risoluzione della vita a fatica delle molle è lo *Strain-Life method*, piuttosto che la *MFLE*, sono varie le pubblicazioni scientifiche in

¹³In tal caso si tratta di uno studio riguardante molle con indici elevati, ma la validità permane anche nel caso specifico.

merito: [65]-[67] sono solo alcune di esse. Questa metodologia non si confà, però, al problema che si analizza in questo caso poiché, è qui necessario trovare una correlazione tra lo stato di degradazione della molla e la variazione della rigidità. Così come fatto nel paragrafo 3.1.1 tale relazione è diretta e facilmente individuabile nel caso in cui si consideri la presenza di un difetto di una certa dimensione nel filo, adottare l'**equazione di Coffin-Manson**, invece, non permette la derivazione teorica di un tale modello.

3.1.2 Usura delle guarnizioni

Ulteriore danneggiamento di elevato interesse dell'attuatore *SCAS* riguarda la degradazione delle guarnizioni, la quale comporta l'*incremento dei trafilementi interni* e la *variazioni della forza di attrito*.

Modello di usura

Si adotta l'**ipotesi di Reye**¹⁴ [68]: *il volume di materiale asportato in un dato intervallo di tempo a causa dell'usura è proporzionale al lavoro compiuto dalle forze di attrito nello stesso intervallo di tempo*.

$$dL_a = k dV_u \quad (3.40)$$

Il lavoro elementare delle forze di attrito può essere espresso come:

$$dL_a = \mathbf{F}_a \cdot d\mathbf{x} = \mathbf{F}_a \cdot \frac{d\mathbf{x}}{dt} dt = \mathbf{F}_a \cdot \mathbf{v} dt \quad (3.41)$$

Poiché le forze di attrito agenti tra canna e guarnizioni sono sempre parallele alla velocità del cilindro, è possibile sostituire le quantità vettoriali di equazione (3.41) con le rispettive quantità scalari.

Per quanto riguarda il volume di materiale asportato dalla superficie di contatto A_c , esso vale:

$$dV_u = A_c d\varepsilon \quad (3.42)$$

Dove:

$d\varepsilon$ è lo spessore di materiale asportato nel tempo dt .

Sostituendo la (3.41) e la (3.42) nella (3.40) ed integrando rispetto al tempo fino un generico istante t :

$$\int_0^t dL_a = \int_0^{\varepsilon(t)} k A_c d\varepsilon \quad (3.43)$$

¹⁴Per gli amanti della storia, l'**equazione di Archard** [69] è posteriore a quella di Reye eppure la seconda nel mondo anglosassone viene ignorata [70].

Da cui, supponendo l'area di contatto costante:

$$\varepsilon(t) = \frac{L_a}{k A_c} \quad (3.44)$$

La forza di attrito (F_a) è calcolata tramite il modello dell'appendice A mentre la velocità (v) del pistone è un output del blocco di attuazione così come mostrato nel paragrafo 2.3.3: il valore di L_a può essere valutato numericamente durante la simulazione.

Modello trafiletti ed effetti dell'usura

Così come messo in luce nel paragrafo 2.3.3 (Pag. 36), sono stati supposti nulli i trafiletti esterni mentre non trascurabili, anche in condizioni sane, i trafiletti interni. Essi sono funzione della differenza di pressione tra le due camere dell'attuatore secondo la seguente¹⁵:

$$Q_l = K_{li1} \Delta p + K_{li2} \sqrt{|\Delta p|} \text{sign}(\Delta p) \quad (3.45)$$

Dove:

K_{li1} , K_{li2} sono le *costanti di trafiletto*, due coefficienti sperimentali espressi, rispettivamente, in $\left(\frac{m^3}{s Pa}\right)$ e $\left(\frac{m^3}{s \sqrt{Pa}}\right)$.

In figura 3.11 è visibile l'andamento dell'equazione (3.45) al variare della differenza di pressione tra le camere dell'attuatore principale. Si può notare che il termine lineare dell'equazione (3.45) è predominante su quello quadratico.

Osservando le unità di misura dei due coefficienti di trafiletto è possibile notare che essi sono proporzionali ad conduttanza (ovvero al reciproco di una resistenza):

$$K_{li} = \frac{1}{R} \quad (3.46)$$

É possibile pensare tale coefficiente come somma di un valore iniziale ($K_{li,0}$) e di un addendo dovuto all'usura ($K_{li,u}$) poiché: *l'usura delle guarnizioni comporta un aumento del gioco tra canna e cilindro e dunque un incremento della portata Q_l* . Considerando in particolare il primo dei due coefficienti e adoperando le equazioni (2.42) e (2.44), si nota che il termine derivante dall'usura può essere scritto come:

$$K_{li1,u} = \frac{2 C_d^2 A_u^2}{\rho} \quad (3.47)$$

¹⁵Equazione frutto dell'esperienza sul campo del Relatore.

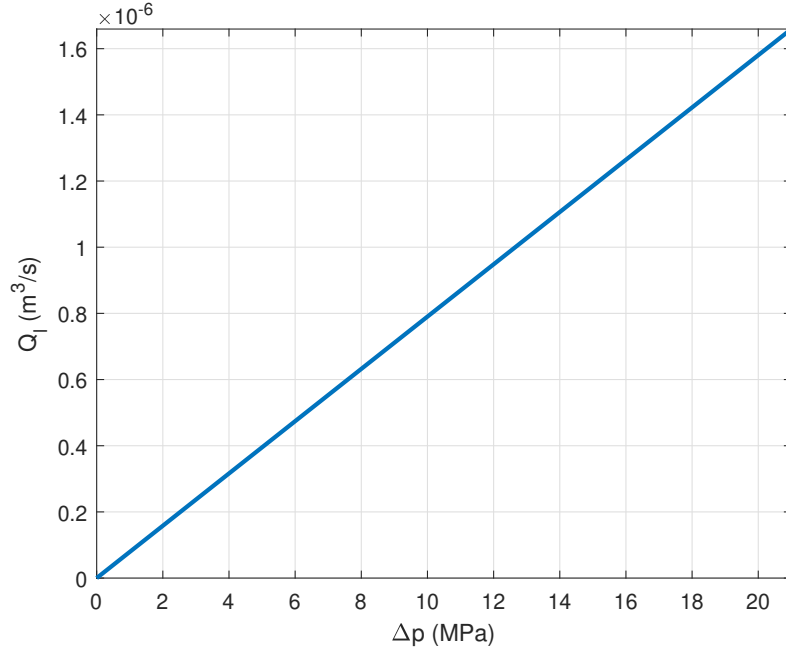


Figura 3.11: Trafilamenti in condizioni di normale funzionamento nell'attuatore *SCAS*

L'area di efflusso è funzione del materiale asportato:

$$A_u = \pi D_m \varepsilon \quad (3.48)$$

Dove:

D_m è pari al diametro medio della guarnizione (m).

Sostituendo la (3.44) e la (3.48) nell'equazione (3.47) si ottiene:

$$K_{li1,u} = \frac{2 C_d^2 \pi^2 D_m^2}{\rho k A_c} L_a^2 \quad (3.49)$$

In definitiva il coefficiente K_{li1} può essere espresso nella seguente forma:

$$K_{li1} = K_{li1,0} + K_{li1,u} = K_{li1,0} + \text{cost } L_a^2 \quad (3.50)$$

Un ragionamento del tutto analogo può essere effettuato per la costante di trafilemento K_{li2} notando, però, che in tal caso essa è proporzionale al valore di una conduttanza non linearizzata, dunque riferente all'equazione (2.27). Sicché l'equazione risultante in tal caso è del tutto simile alla (3.49) ma la dipendenza dal lavoro delle forze di attrito non è quadratica bensì lineare.

Il valore della costante nell'equazione (3.50) potrebbe essere derivato dalla (3.49) ma, ancora una volta, risulta necessario modificare tale valore allo scopo di ottenere una degradazione ragionevolmente rapida della guarnizione. In particolare: *la costante dell'equazione (3.50) è stata scelta in modo tale da raggiungere le condizioni di guasto completo della guarnizione in 10 cicli, equivalentemente a quanto fatto per la molla.*

In tal senso è però necessario indicare in che modo sono state definite le condizioni critiche, ovvero le condizioni per cui si dichiara la guarnizione completamente guasta.

Condizioni critiche

Modificando in maniera discreta il valore dei coefficienti di trafilamento (supposti uguali) ed effettuando a ciascuno step la **risposta in frequenza** del sistema, è possibile osservare che: *la frequenza di taglio del sistema si riduce all'aumentare dei trafilamenti e dunque dei coefficienti K_{li1} , K_{li2} .* In figura 3.12 è riportato in che modo varia la risposta in frequenza, si osservi che all'aumentare del valore dei coefficienti di trafilamento il sistema perde anche in *accuratezza a regime*.

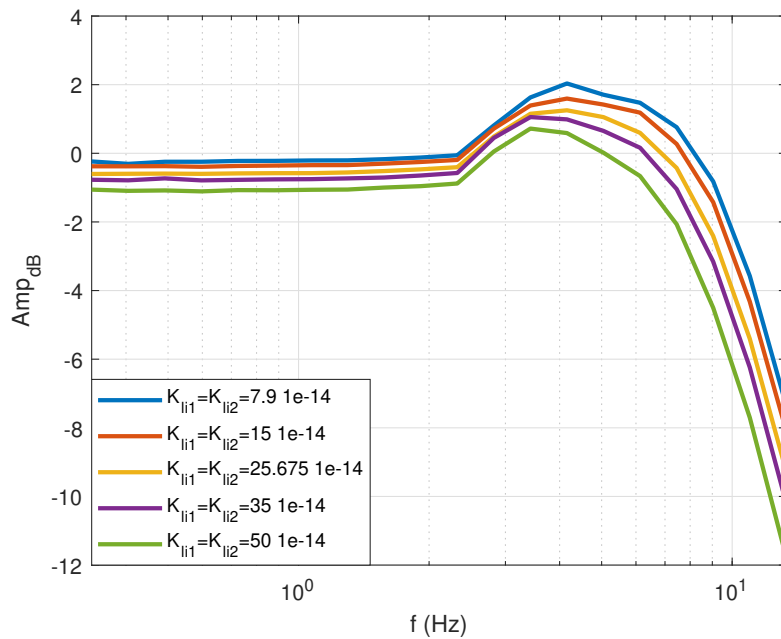
Considerando che la prima coppia di coefficienti si riferisce all'attuatore in condizioni sane è possibile osservare come varia percentualmente la frequenza di taglio, scelta come quella frequenza alla quale l'ampiezza è pari a -3 dB, così come riportato in tabella 3.1.

$K_{li1} = K_{li2} (10^{-14})$	f_t (Hz)	Δ %
7.9	10.58	0
15	10.10	4.5
25.675	9.52	10.0
35	8.92	15.7
50	8.06	23.8

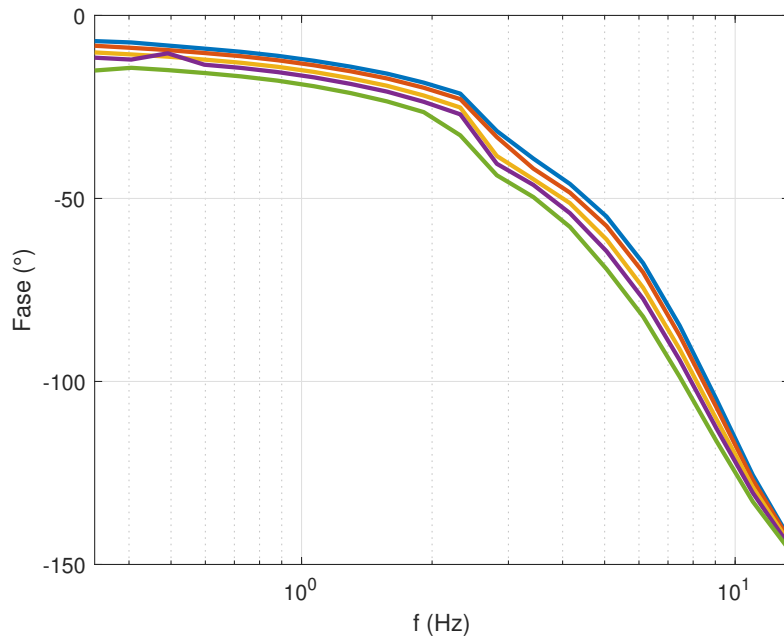
Tabella 3.1: Frequenza di taglio per differenti valori di coefficienti di trafilamento

Si definiscono condizioni critiche (o di guasto completo) della guarnizioni quei valori di coefficienti di trafilamento per i quali si ottiene un valore di frequenza di taglio del 10 % inferiore rispetto alle condizioni nominali di funzionamento, quando la risposta in frequenza è ottenuta con un set di ampiezza pari a 0.3 mm.¹⁶

¹⁶Il sistema è non lineare perciò la risposta in frequenza cambia fortemente in funzione dell'ampiezza del set; è stato scelto come riferimento un set di 0.3 mm poiché è l'ampiezza con maggiore occorrenza (vedi tabella 3.2).



(a) Ampiezza



(b) Fase

Figura 3.12: Risposta in frequenza dello SCAS per differenti valori di coefficienti di trafilemento

Dalla definizione si ottiene che, i valori critici dei coefficienti di trafileamento sono:

$$K_{li1,c} = K_{li2,c} \doteq 25.675 \cdot 10^{-14} \quad (3.51)$$

Per ciascuna coppia di coefficienti di trafileamento per i quali si è effettuata la risposta in frequenza, in figura (3.13) è riportato l'andamento della portata Q_l secondo l'equazione (3.45), in funzione della differenza di pressione tra le due camere dell'attuatore.

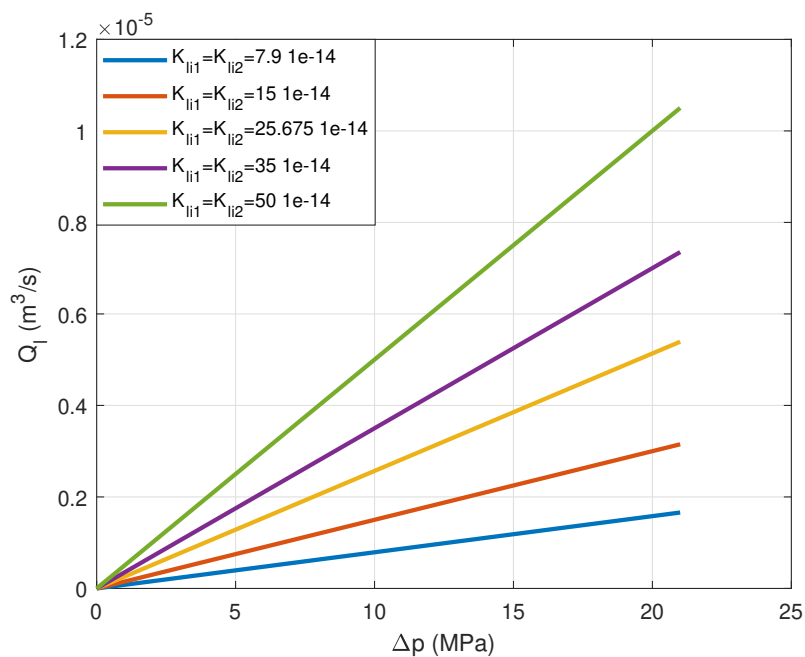


Figura 3.13: Andamento dei trafileamenti per differenti parametri

In funzione del valore di $K_{li1,c}$ definito nella (3.51) è possibile calcolare il valore della costante (*cost*) della (3.50) in maniera tale da ottenere la velocità di usura richiesta. Ciò consente di ottenere, in definitiva, l'andamento mostrato in figura 3.14

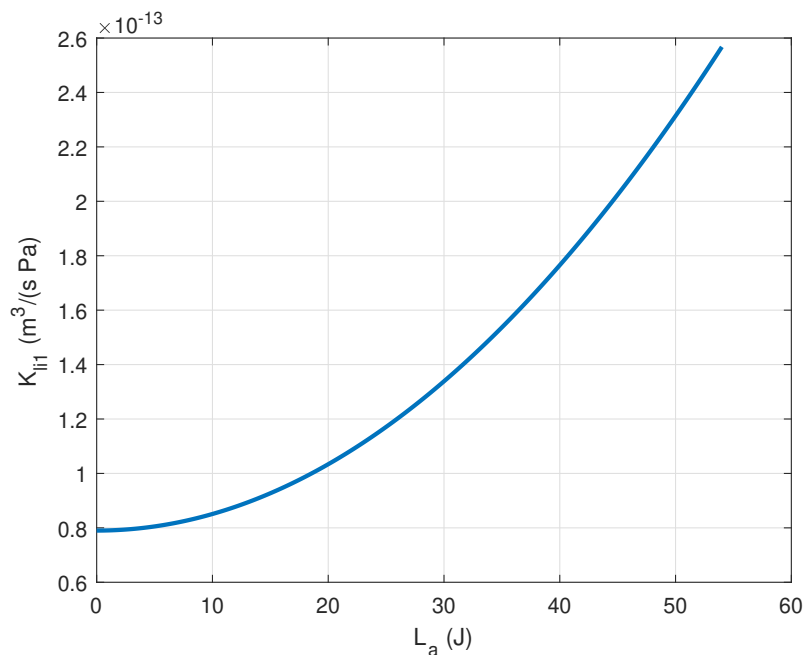


Figura 3.14: Coefficiente di trafilamento K_{li1} al variare del lavoro delle forze di attrito

3.2 Simulazione

3.2.1 Incertezza nelle grandezze

Tutte le equazioni introdotte fino a questo punto sono state presentate come equazioni deterministiche, la realtà dei fatti è che ciascuna di esse oscilla intorno i valori calcolati per le più svariate ragioni. Rispetto una simulazione numerica, l'implementazione reale dei sistemi *CBM/PHM* si scontra con la varianza e l'imprevedibilità dei processi effettivi durante il volo. Perciò, non tenere conto a priori di tali fenomeni, risulterebbe in un progetto *CBM/PHM* inefficace.

Alla luce di ciò: *per preservare la variabilità delle simulazioni e consentire uno studio statistico adeguato, nel modello sono state introdotte fonti di incertezza nelle grandezze di maggiore interesse.*

In particolare *si è sovrapposto un disturbo*, sotto forma di **rumore Gaussiano**, alle seguenti :

- **Grandezze elettriche:** corrente negli avvolgimenti del *torque motor* della servovalvola dello *SCAS* e tensione negli *LVDT*. Ciò ha permesso di simulare eventuali disturbi elettrici.
- **Pressione di alimentazione:** allo scopo di simulare la restante parte del circuito

idraulico, così come visto nel paragrafo 2.2 (Pag. 30).

Inoltre, *le seguenti grandezze sono state estratte, ad ogni simulazione, da una distribuzione normale di valor medio pari al risultato della relativa equazione:*

- **tutte le proprietà del fluido** (compresa la percentuale volumetrica di aria);
- **la rigidità ed il precarico delle molle**, sia in condizioni non degradate che degradate;
- **la temperatura del fluido idraulico** (in tal caso il valore medio è stato posto pari a 20 °C).

A titolo esemplificativo, in figura 3.15, è riportata la funzione di densità di probabilità della viscosità cinematica alla temperatura di $T = 20\text{ °C}$.

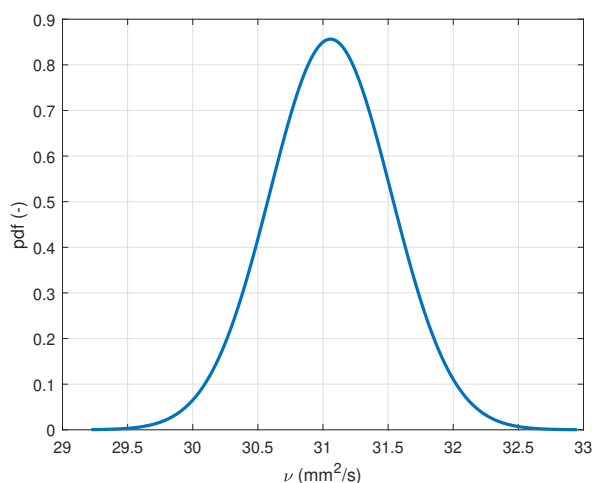


Figura 3.15: Funzione di densità di probabilità della viscosità cinematica alla temperatura di $T = 20\text{ °C}$

Per quanto concerne il valore di deviazione standard di ciascuna distribuzione, esso è stato ottenuto una volta fissato la massima variazione relativa (v_x) della grandezza in esame, con un certo livello di confidenza (z_x).¹⁷ In particolare partendo dalla definizione di deviazione standard [71]:

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \mu_x)^2}{n}} \quad (3.52)$$

¹⁷Il pedice x indica la generica grandezza in esame.

E indicando come variazione la grandezza:

$$v_x = \frac{|x_i - \mu_x|}{\mu_x} \quad (3.53)$$

Dalla combinazione di queste due equazioni ed individuando un valore di z_x , si ottiene:

$$\sigma_x = \frac{v_x \mu_x}{\sqrt{z_x}} \quad (3.54)$$

L'equazione (3.54) ha consentito il calcolo della deviazione standard della normale così da avere dei dati distribuiti in un intervallo $[\mu_x(1 - v_x); \mu_x(1 + v_x)]$ con un grado di confidenza del 99.99% (posto il livello di confidenza $z_x = 4$).

Un ragguaglio particolare merita la valutazione della variazione relativa (v_x) riguardante le molle. La rigidità delle molle dell'attuatore *SCAS*, in condizioni ideali, sono tali che $K_{c,S} = K_{c,D} = 12 \text{ N/mm}$.

Ma, tenendo conto delle tolleranze dimensionali sulle grandezze geometriche della molla e dell'incertezza sul modulo di elasticità tangenziale, è possibile ricavare la variazione relativa della rigidità e produrre una distribuzione di probabilità analoga a quella mostrata in figura 3.15.

Poiché, poi, il precarico deriva da una deformazione iniziale imposta e in particolare pari a $\delta_p = 10 \text{ mm}$, in condizioni ideali entrambe le molle generano un precarico $F_p = 120 \text{ N}$ equilibrandosi, ma considerando la varianza della costante elastica delle due molle in generale $F_{m,0} \neq 0$.¹⁸ Tale forza risultante è generalmente piccola e viene equilibrata dall'attrito statico sulle guarnizioni.

Per concludere, tutti i segnali di input nel modello (set *SCAS*, set pilota, e forza esterna), sono stati modificati ad ogni simulazione pur mantenendo la composizione spettrale costante come meglio analizzato nel paragrafo 3.2.3.

3.2.2 On Ground Test

Sono state effettuate una serie di prove sul servo attuatore *SCAS* con elicottero ancora a terra e dunque in condizioni di carico esterno nullo ($F_{ext} = 0$) e di comando del pilota anch'esso assente ($x_i = 0$). I test eseguiti ed i dati raccolti, possono essere adoperati per una *routine* pre volo che consenta di individuare preventivamente i guasti. A tale scopo il comando di set fornito allo *SCAS* è composto dalla serie di una sinusoide, un gradino e una rampa così come mostrato in figura 3.16a. L'ampiezza dei tre segnali è pari alla metà

¹⁸Con il pedice 0 si è indicata la posizione neutra iniziale, ovvero, $x = 0$.

della corsa massima dell'attuatore al fine di accentuare l'eventuale presenza di un guasto. La frequenza della sinusoide è pari a 2 Hz mentre la derivata della rampa è pari al 30% della velocità massima dell'attuatore. L'*output* del sistema in condizioni sane è visibile in figura 3.16b: il segnale è visibilmente molto simile al set fornito.

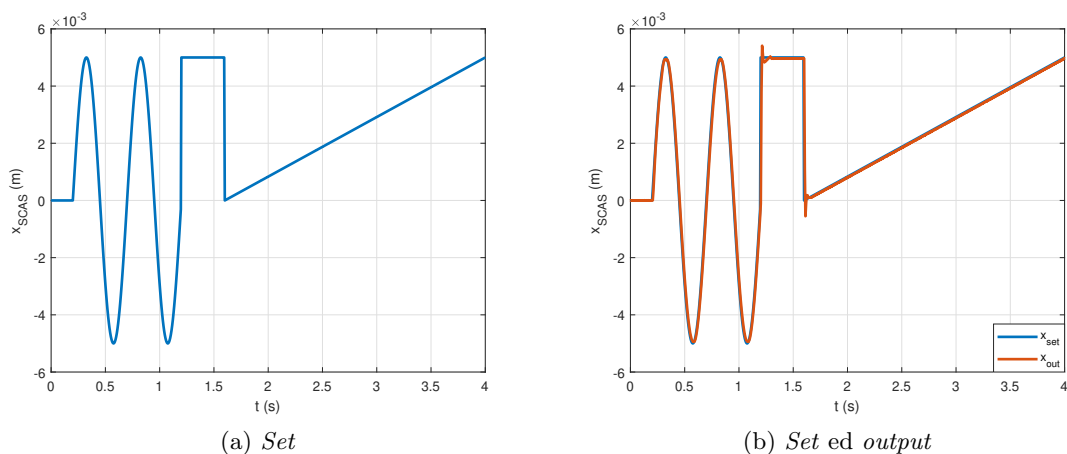


Figura 3.16: Spostamento attuatore *SCAS* durante i test pre volo

3.2.3 Missione

Differente dal caso precedente è lo scenario operativo del servosistema durante un volo. A differenza di un aereo di linea, per un elicottero definire la missione è più complesso, questa può subire numerose variazioni durante la vita utile dei componenti e ciascun volo può essere molto differente. In tal senso, si è adoperato un modello semplificato in cui sia il comando *SCAS* che quello fornito dal pilota sono sequenze di segnali sinusoidali. Sono quattro i comandi che compongono la missione del componente, ciascuno con la sua percentuale di occorrenza, così come riassunto in tabella 3.2.

La combinazione dei segnali è stata effettuata perseguendo tre obiettivi:

- Rispettare le prescrizioni di tabella 3.2 sia in termini di segnali che occorrenza.
- Garantire la continuità dei segnali evitando salti, sia perché poco realistici e sia perché potrebbero essere causa di errori numerici.
- Preservare la variabilità delle simulazioni: a ciascuna simulazione x_{SCAS} e x_i risultano differenti dai precedenti.

A titolo esemplificativo in figura 3.17 sono riportati i primi 25 s di una missione del componente. La durata totale della missione è di 60 s: ciò rappresenta una riscalatura del problema reale in cui la missione dura anche alcune ore.

Occorrenza	Comando	Ampiezza (mm)	f (Hz)
2%	x_{SCAS}	0	0
	x_i	50	0.05
60%	x_{SCAS}	0.3	2
	x_i	0.5	1.5
30%	x_{SCAS}	0.3	1.5
	x_i	0.8	1
8%	x_{SCAS}	2	0.8
	x_i	10	0.8

Tabella 3.2: Composizione dei segnali dello *SCAS* (x_{SCAS}) e del pilota (x_i) di una tipica missione del *MRA*

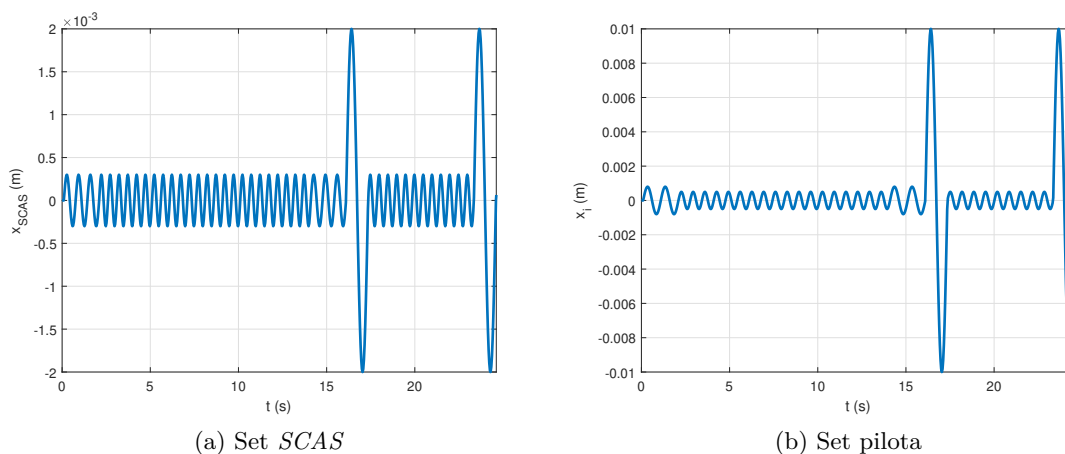


Figura 3.17: Set *SCAS* e comando pilota durante una missione del *MRA*

Carico aerodinamico

Un discorso a parte merita il carico aerodinamico (F_{ext}) agente sulla superficie di volo (vedi paragrafo 2.6). Esso è strettamente connesso alla velocità dell'elicottero e alla sua inclinazione, alla potenza istantanea del motore e alla posizione dello *swash-plate* e ad un carico casuale connesso alle turbolenze.¹⁹

Definire una storia temporale dei carichi durante un volo va oltre lo scopo della presente tesi. Per tale ragione anche la forza esterna è supposta come composta da una serie di armoniche ciascuna di frequenza pari a 25 Hz e in cui valor medio e ampiezza sono riportati

¹⁹Il modello più accettato per la simulazione delle turbolenze è il **Dryden Wind Turbulence Model** adoperato anche dal *United States Department of Defense* [72] e per il quale esiste, inoltre, un modello Simulink[®] consultabile tramite il seguente link: <https://it.mathworks.com/help/aeroblks/discretewindgustmodel.html>

in tabella 3.3. La combinazione dei segnali è stata effettuata similmente a quanto visto in precedenza per i comandi di *SCAS* e del pilota, con in meno il vincolo riguardante le occorrenze. Il risultato finale è visibile in figura 3.18: a causa dell'elevata frequenza di tale forza è stato necessario *zoomare* una zona piuttosto ristretta per poter vedere le oscillazioni.

Mean load	Alternate load
$F_{ext,m} (N)$	$\Delta F_{ext} (N)$
-4000	1000
-3000	2000
-200	1500
-4000	1300
600	2500
5000	1500
-1000	3000
-300	3000
2000	3500
500	4000

Tabella 3.3: Tipici valori di forza esterna agente sul *MRA*: valor medio e alternato di armoniche con frequenza pari a 25 Hz

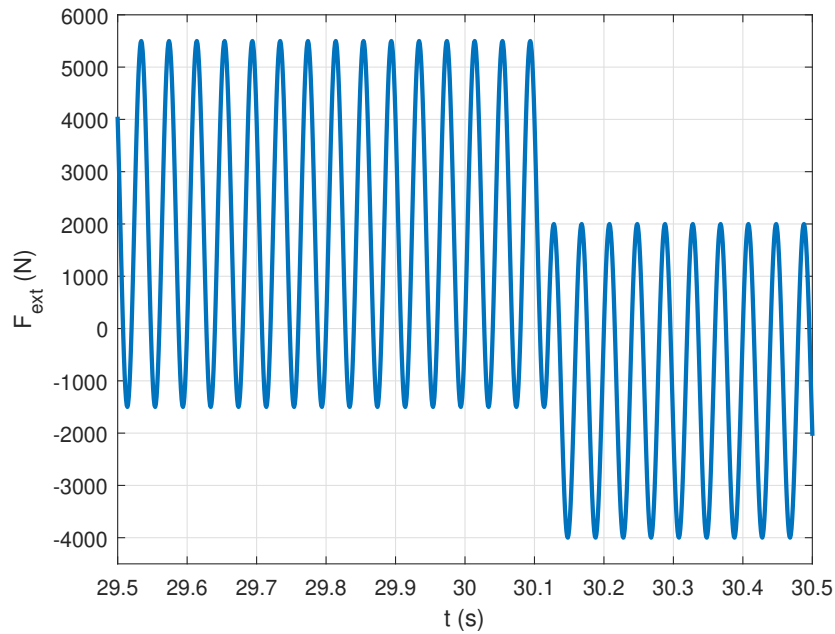


Figura 3.18: Forza esterna derivante dai carichi aerodinamici sulla superficie di volo connessa all'attuatore principale del *MRA*

Capitolo 4

Feature selection

Nel capitolo 3 sono state presentate le degradazioni ed i modelli di influenza sui parametri fisici del sistema. In particolare, è stata individuata una relazione tra la degradazione della molla e la variazione di rigidità della stessa e tra l'usura delle guarnizioni ed i trafilamenti interni all'attuatore. A tal proposito è necessario rispondere alla seguente domanda: *in che modo è possibile risalire all'entità dei guasti non potendo misurare direttamente né il guasto (dimensione della cricca e volume di guarnizione usurata) né le loro dirette conseguente (rigidità della molla e portata di trafilamento)?*

Effettivamente, così come accennato nel capitolo 1, i dati acquisiti dal sistema avionico sono:

- corrente di controllo della servovalvola dell'attuatore *SCAS*;
- posizione dell'attuatore *SCAS* e dell'attuatore principale del *MRA*.

Non è evidentemente possibile individuare una relazione diretta tra tali segnali e le degradazioni suddette poiché su di essi agisce la dinamica dell'intero servosistema oltre che disturbi di varia natura. Per poter identificare una correlazione tra i dati ottenibili dalla sensoristica e la variazione dei parametri fisici del servosistema, non direttamente misurabili, è necessario estrarre, dalle misure disponibili, una serie di *feature* attraverso le quali pervenire allo stato di salute del servosistema. Perciò, la fase di selezione delle *feature*, costituisce il pilastro di una diagnosi accurata e affidabile. In tale ottica risulta rilevante il modello **DIKW** (*Data-Information-Knowledge-Wisdom*) riassunto nella piramide di figura 4.1 [73]. I dati grezzi provenienti dai sensori devono essere opportunamente manipolati con lo scopo di individuare una serie di parametri (informazioni) che, messi insieme opportunamente, possano fornire un'analisi dello stato del sistema (conoscenza): ovvero un *vettore di feature*. Il processo di diagnosi, durante la fase *online*, è messo in essere

dall'estrazione delle *feature*, ovvero dall'impiego pratico della conoscenza qui conseguita (saggezza).

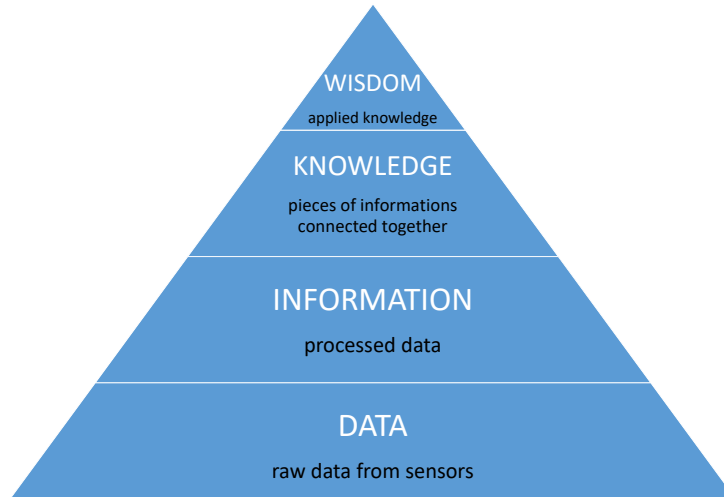


Figura 4.1: Piramide *DIKW*

Il processo di *feature selection* è suddiviso in due fasi *offline* [74].¹ Primariamente bisogna identificare una procedura affidabile per l'estrazione delle possibili *feature*; in tal senso è necessario individuare in che modo il meccanismo di guasto si possa collegare ai segnali acquisiti considerando che, in generale, esso può addurre mutazioni in termini di: energia, entropia, contenuto in frequenza, etc. Dopo aver individuato una serie di parametri legati al meccanismo di guasto occorre selezionare tra essi i più adatti considerando che non esiste un procedimento unico che possa condurre all'ottenimento del *vettore di feature* migliore, ma esistono numerosi metodi che soprintendono tale scopo [75].

Formalmente:

Definizione 1 (vettore di feature) *Indicando con $y(t)$ lo stato osservabile del sistema (segnali dei sensori) e con $x(t)$ lo stato nascosto del sistema (condizioni di guasto) allora: si definisce vettore di feature, $\varphi(y(t))$ una **statistica sufficiente** per lo stato nascosto del sistema $x(t)$ [9].*

Praticamente una *statistica sufficiente* viene ricercata mediante il **teorema di Fisher-Neyman** [76]:

¹In senso stretto esso interessa solamente il processo di selezione di un sottoinsieme di *feature* da un più ampio vettore di parametri [77],[78]. In questa sede, per comodità, si comprende anche la fase di individuazione di tali *feature*

$\varphi(y)$ è una *statistica sufficiente* per $x(t)$ se e solo se esistono due funzioni g, h , tali che:

$$f(x; y) = g(y) h(\varphi(y); x)$$

Dove: $f(x; y)$ è la funzione densità di probabilità (**PDF**) della variabile stocastica $y(t)$.

4.1 Analisi preliminare

Il primo passo per il processo di *feature selection* consiste nel confrontare i dati ottenuti dalle simulazioni in condizioni degradate con quelle in condizioni sane (o di *baseline*). Un primo sguardo qualitativo ai risultati ottenuti dalle simulazioni, durante il volo e nei test a terra, può essere vantaggioso per identificare in che modo i segnali acquisiti vengano modificati dalle degradazioni introdotte nel modello. A tale scopo, nel seguito, sono confrontati tra loro i risultati di due sole simulazioni (in condizioni sane e di guasto severo); ciò non fornisce un campione sufficiente per trarre delle conclusioni, ma risulta utile per ravvisare alcune possibili *feature*.

4.1.1 Degradazione molla

In figura 4.2 sono visibili dei dettagli dei segnali acquisiti dal sistema avionico, durante i test a terra ed in volo, nel caso in cui la degradazione introdotta sia la cricca all'interno della molla.

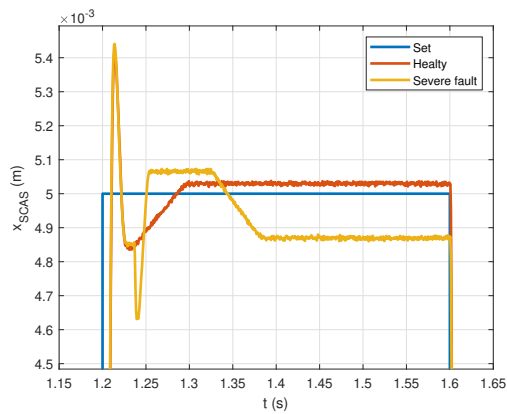
- Test a terra:

Per semplicità espositiva in figura 4.2a è riportato il solo segmento riguardante la risposta al gradino, considerazioni analoghe possono essere dedotte per le restanti parti. Confrontando i tre segnali, in condizioni degradate è evidente una perdita di accuratezza a regime e un leggero incremento dell'*overshoot*. Entrambi questi effetti sono diretta conseguenza della riduzione di rigidità. Conseguentemente, in figura 4.2c, si può notare una variazione del valore costante di corrente nel tratto centrale. Un sintomo ulteriore del guasto è rappresentato dalle maggiori oscillazioni intorno il riferimento, difatti: *lo smorzamento è inversamente proporzionale alla rigidità*.

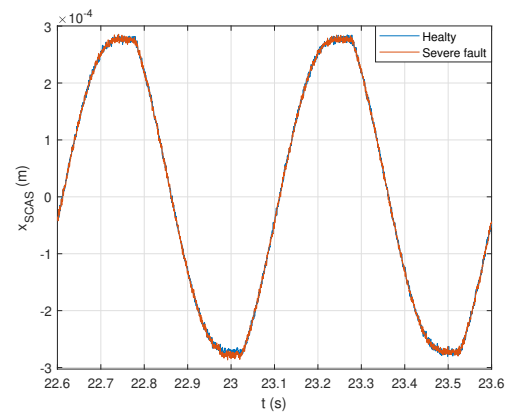
- Missione:

In figura 4.2b si può osservare come i due segnali siano praticamente sovrapposti: la leggera variazione di rigidità di una sola delle due molle non è tale da generare una notevole variazione della risposta dinamica del sistema; considerando poi, che la frequenza e l'ampiezza del segnale di *set* sono ridotte, da ciò ne consegue che, nonostante

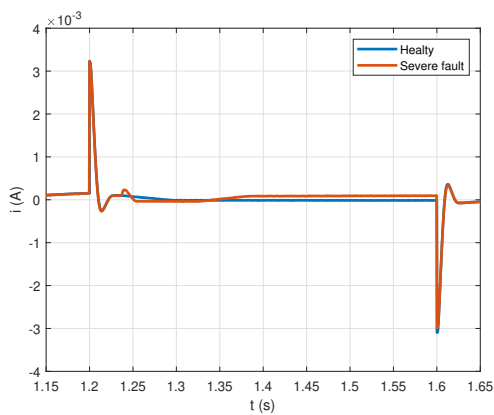
la degradazione in stadi avanzati, il *set* viene mantenuto correttamente. Questo, dal punto di vista della prognostica, è un problema, provvidenzialmente dipanato dal fatto che: *la minor rigidezza di una sola delle due molle comporta un'asimmetria nella forza di opposizione al moto dell'attuatore che si palesa in una variazione del valore medio di corrente*. L'andamento non simmetrico suddetto è ben visibile in figura 4.2d. Come analizzato più avanti, però, oltre alle evidenti mutazioni nel segnale di corrente, delle leggere modifiche nello spostamento sono comunque rilevabili statisticamente.



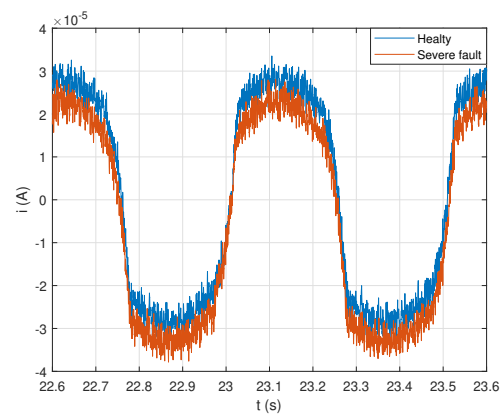
(a) Posizione attuatore SCAS test a terra



(b) Posizione attuatore SCAS missione



(c) Corrente servovalvola SCAS test a terra



(d) Corrente servovalvola missione

Figura 4.2: Risultati simulazioni, confronto tra molla in condizioni sane e degradata

4.1.2 Usura guarnizioni

In figura 4.3 sono visibili i dettagli dei segnali acquisiti dal sistema avionico, durante i test a terra ed in volo, nel caso in cui la degradazione introdotta sia l'usura della guarnizione.

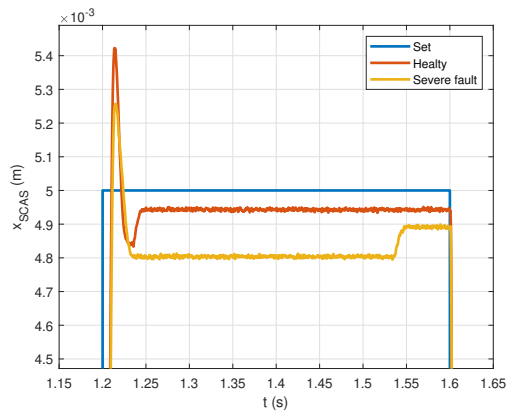
- Test a terra:

Con riferimento alla figura 4.3a si osserva che, per le condizioni degradate, si ha un incremento dello statismo, analogamente a quanto visto in precedenza. Completamente opposto, però, è il comportamento dell'*overshoot*, il quale si riduce e delle oscillazioni, poiché, non si evidenzia la nascita di un ulteriore massimo locale, cosa che invece è presente in figura 4.2a. Entrambi questi due sintomi, perciò, contraddistinguono questo guasto dal precedente e dunque possono essere funzionali alla classificazione. Viceversa, in figura 4.3c si nota un andamento dei segnali simile a quello visibile in figura 4.2c.

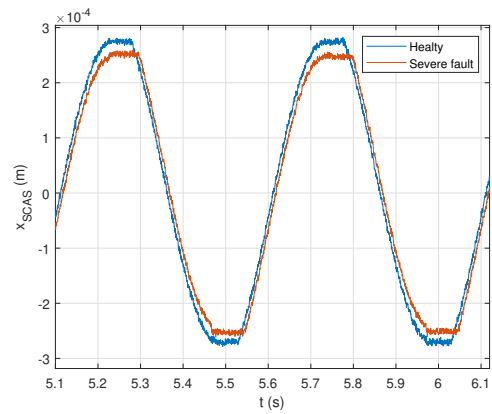
- Missione:

In figura 4.3b si nota la riduzione di ampiezza e il maggior sfasamento nella risposta del sistema guasto. Per definizione: un'usura grave corrisponde ad una riduzione dell'ampiezza di banda (nella risposta in frequenza del sistema) del circa 10 % (vedi paragrafo 3.1.2), ciò è sufficiente a rendere apprezzabili le conseguenze nel dominio del tempo. In figura 4.3d si nota un comportamento speculare rispetto al caso esposto in figura 4.2d: il valor medio della corrente rimane pressoché invariato (per avere dei dati quantitativi è necessario effettuare i dovuti calcoli) mentre cresce vistosamente l'ampiezza, ciò, congiuntamente alla riduzione di ampiezza del segnale di spostamento, indica una diminuzione del guadagno globale *corrente/spostamento* dell'attuatore, avvisaglia del guasto imminente.

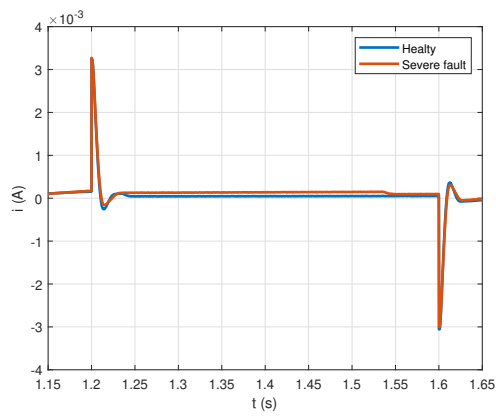
Osservazione 2 *L'omissione, dalle considerazioni, del terzo segnale reso disponibile dalla sensoristica, ovvero la posizione dell'attuatore principale del MRA, non è casuale. L'influenza su di esso da parte dalle degradazioni dell'attuatore SCAS è irrilevante, così come mostrato in figura 4.4 per entrambi i guasti. Questo segnale è superfluo al fine della prognostica.*



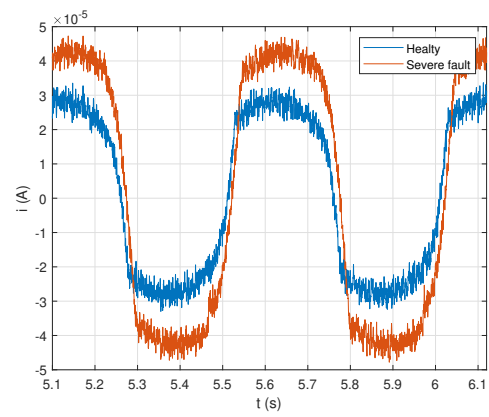
(a) Posizione attuatore *SCAS* test a terra



(b) Posizione attuatore *SCAS* missione

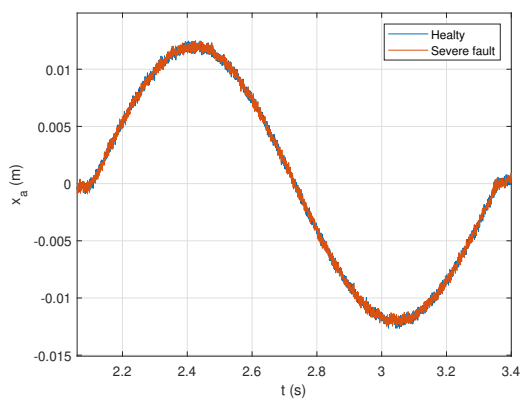


(c) Corrente servovalvola test a terra

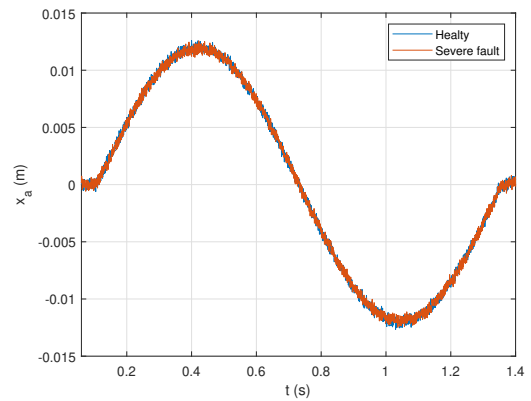


(d) Corrente servovalvola missione

Figura 4.3: Risultati simulazioni, confronto tra guarnizione in condizioni sane e degradata



(a) Degradazione molla



(b) Degradazione guarnizione

Figura 4.4: Posizione attuatore principale *MRA* in volo

4.2 Individuazione

Per poter effettuare un confronto quantitativo tra le simulazioni in condizioni degradate e di *baseline* è necessario raccogliere un *campione sufficiente di dati*, per tale ragione sono state effettuate 100 simulazioni per 8 distinti valori di degradazione equamente spaziate tra un grado di *severity* nullo (*baseline*) ed uno massimo (completo guasto). Ciò è stato fatto per entrambe le degradazioni sotto esame.

Tenuto conto delle considerazioni avanzate in precedenza, in questo paragrafo si procede allo studio statistico dei risultati.

4.2.1 Test a terra

Le *feature* individuate per la fase dei test a terra sono riassunte in tabella 4.1.²

Estrapolando tali *feature* per ciascuna simulazione e costruendo un *istogramma*, è possibile

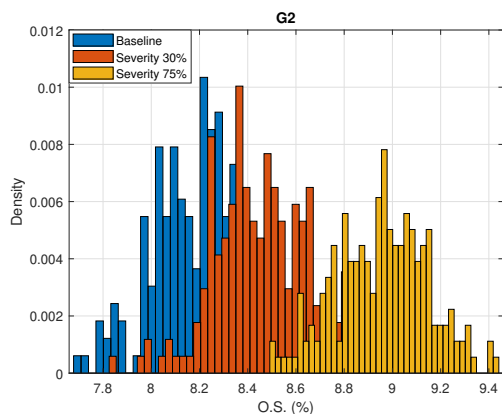
Comando	Feature	Abbreviazione	Descrizione
Complessivo	$mean(i)$	G1	Valor medio corrente
Gradino	$\frac{max(x) - set}{set} 100$	G2	Overshoot percentuale spostamento
Rampa	$\frac{b_i}{b_x}$	G3	Rapporto coefficienti angolari LSA corrente e spostamento

Tabella 4.1: Feature test a terra

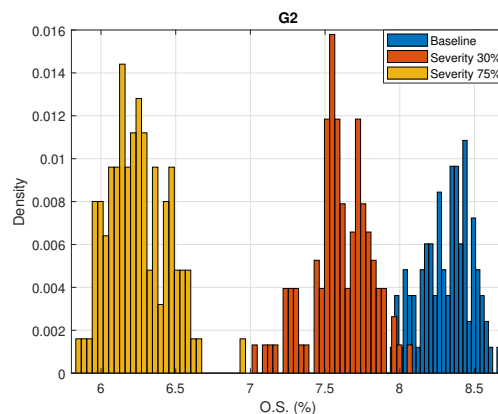
individuare la distribuzione di tali parametri al variare della gravità del guasto, così come mostrato in figura 4.5 per la *feature* G2.³ Con riferimento a tale figura, si evidenzia come essa metta in luce quanto accennato nel paragrafo 4.1 riguardo l'*overshoot*: la *feature* G2 ha un comportamento speculare rispetto le due degradazioni, ciò a favore della distinguibilità dei fenomeni. Inoltre si osservi che, G2 sembrerebbe essere più efficace nell'identificare il guasto della guarnizione ma, affinché tale affermazione sia validata, è necessario procedere al calcolo della correlazione così come sarà mostrato nel paragrafo 4.3.

²Per semplicità espositiva ciascuna *feature* nel seguito verrà abbreviata tramite la sigla riportata in tabella 4.1 e in tabella 4.2.

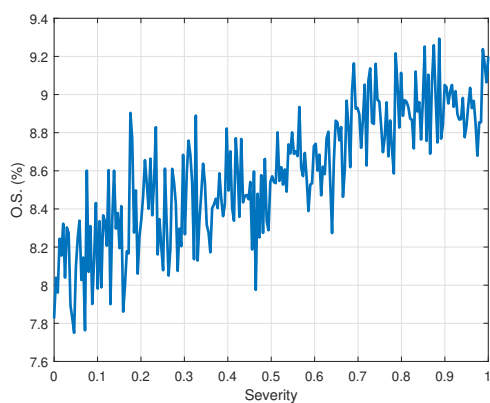
³Analoghi grafici sono stati ottenuti per le restanti *feature* ma sono di seguito omessi per ragioni espositive.



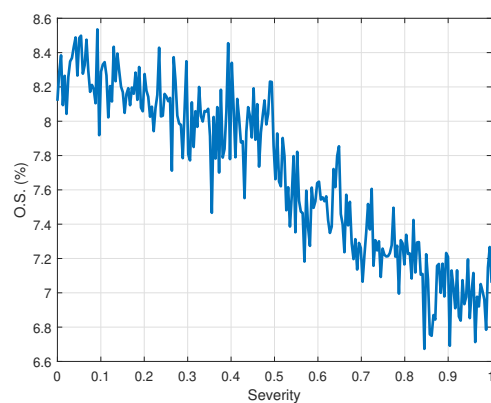
(a) Distribuzione G2: guasto molla



(b) Distribuzione G2: guasto guarnizione



(c) Progressione G2: guasto molla



(d) Progressione G2: guasto guarnizione

Figura 4.5: *Feature* G2: nella colonna di sinistra il guasto è della molla, in quella di destra il guasto è della guarnizione

4.2.2 Missione

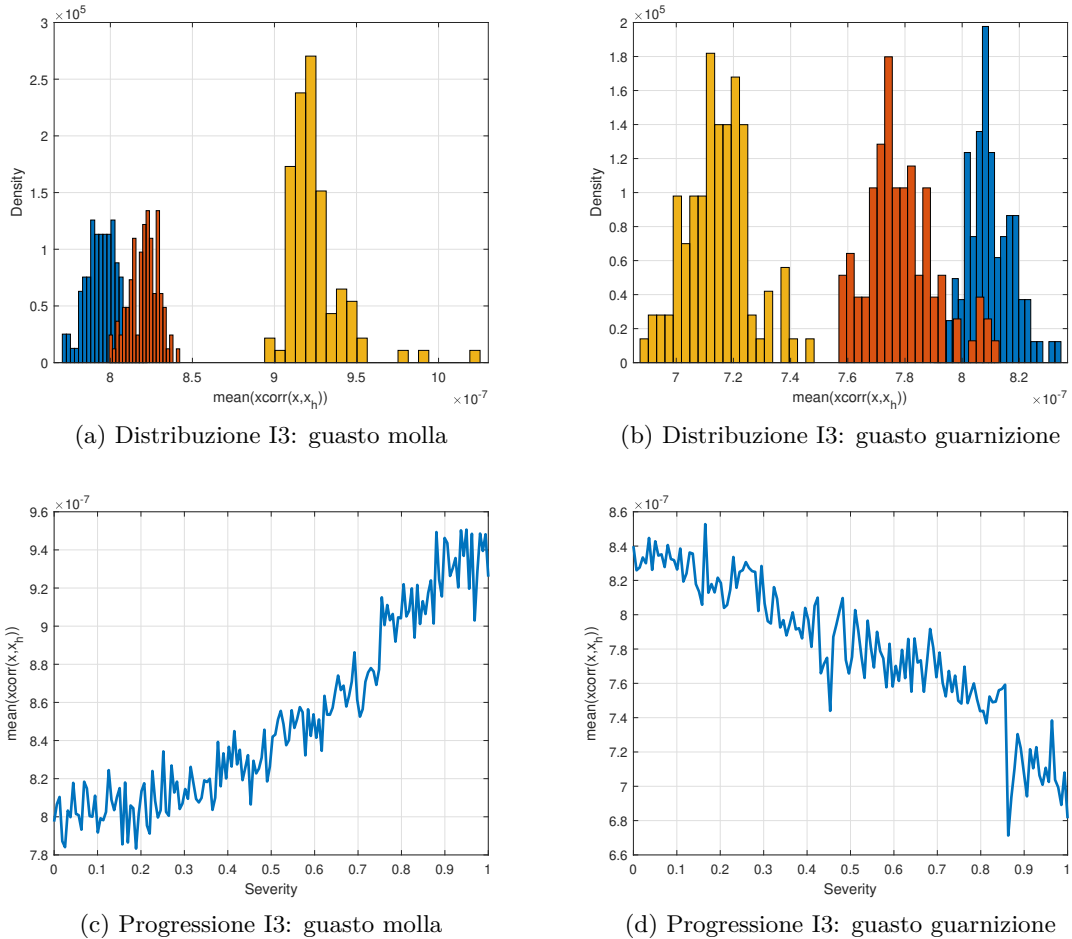
Analogo procedimento è stato eseguito per le simulazioni di volo: si individuano le *feature* riassunte in tabella 4.2.⁴

A titolo esemplificativo in figura 4.6 sono riportati gli diagrammi relativi la *feature* I3. Anche per I3, così come per G2, si può notare un comportamento speculare rispetto i due guasti.

⁴Per informazioni sugli algoritmi di Fourier e su ulteriori funzioni relative al *signal processing* di cui si fa uso in tale tabella e nel seguito del presente capitolo, si rimanda a testi specifici [81].

Feature	Abbreviazione	Descrizione
$abs(fft(x))(2\text{ Hz})$	I1	Ampiezza <i>FFT</i> spostamento ($f = 2\text{ Hz}$)
$mean(xcorr(i, i_h))$	I2	Valor medio cross-correlation rispetto condizioni sane (corrente)
$mean(xcorr(x, x_h))$	I3	Valor medio cross-correlation rispetto condizioni sane (spostamento)
$mean(xcorr(x))$	I4	Auto-correlation spostamento
$rms(abs(fft(x)))$	I5	<i>RMS</i> ampiezza <i>FFT</i> spostamento
$rms(x)$	I6	<i>RMS</i> spostamento
$rms(i)/rms(x)$	I7	<i>RMS</i> corrente/ <i>RMS</i> spostamento

Tabella 4.2: Feature in volo

Figura 4.6: *Feature* I3: nella colonna di sinistra il guasto è della molla, in quella di destra il guasto è della guarnizione

4.3 Valutazione

4.3.1 Feature Ridondanti

Dagli istogrammi, quali quelli di figura 4.6, si evidenziano quali *feature* funzionino meglio per il singolo guasto ma, per ottenere dei dati quantitativi di come ciascuna di esse sia connessa al guasto e valutare la loro dipendenza dai fattori esterni, è necessaria un'analisi più accurata.

In prima istanza è doveroso chiedersi se esistono *feature* ridondanti all'interno dei blocchi di tabella 4.1 e 4.2 e che possano, dunque, essere scartate nella costruzione di una *statistica sufficiente*. A tale scopo risulta utile adoperare una comune *misura di distanza*⁵, ovvero, la **divergenza di Kullback-Leibler** [79]. Per due distribuzioni di probabilità discrete $P(x)$ e $Q(x)$ la *divergenza di Kullback-Leibler* vale:

$$D_{KL}(P||Q) = \sum_x P(x) \log \frac{P(x)}{Q(x)} \quad (4.1)$$

Essa soddisfa la **disuguaglianza di Gibbs** [80]:

$$D_{KL}(P||Q) \geq 0 \quad (4.2)$$

Dove: l'uguaglianza è vera solo se $P = Q$.

Applicando l'equazione (4.1) alle distribuzioni di probabilità individuate per le varie *feature* è possibile notare che:

$$D_{KL}(I5||I6) \equiv 0 \quad (4.3)$$

L'equazione (4.3) è vera confrontando a coppie qualsiasi valore di *severity* delle due *feature*. Tale fatto non stupisce ed era facilmente individuabile a priori tramite l'**identità di Parceval**: l'energia nel *dominio del tempo* è uguale a quella nel *dominio delle frequenze* [81].

La distanza KL può risultare utile anche per quantificare l'abilità della *feature* a rilevare il guasto. Considerando P la distribuzione di probabilità della *baseline* e Q quella relativa a diversi valori di *severity* si può calcolare la distanza e dunque la *distinguibilità* tra le due *classi*: *componente sano* e *componente guasto*. I risultati ottenuti sono visibili in figura 4.7: si osservi che le *feature* I5 e I6 hanno curve sovrapposte in conseguenza del fatto che sono identiche. In merito a ciò, nel proseguo, si farà a meno di I5 piuttosto che di I6 poiché la seconda è computazionalmente meno dispendiosa da ricavare. Ancora osservando

⁵Rigorosamente parlando non si tratta di una vera e propria distanza poichè non rispetta la proprietà di *simmetria* delle *metriche* [80].

la figura 4.7 è possibile notare che I3 e I4 sono le *feature* con maggiore distanza rispetto la *baseline* e ciò è indice della loro efficacia ma prima di saltare a conclusioni affrettate è necessario provvedere al calcolo di ulteriori coefficienti.

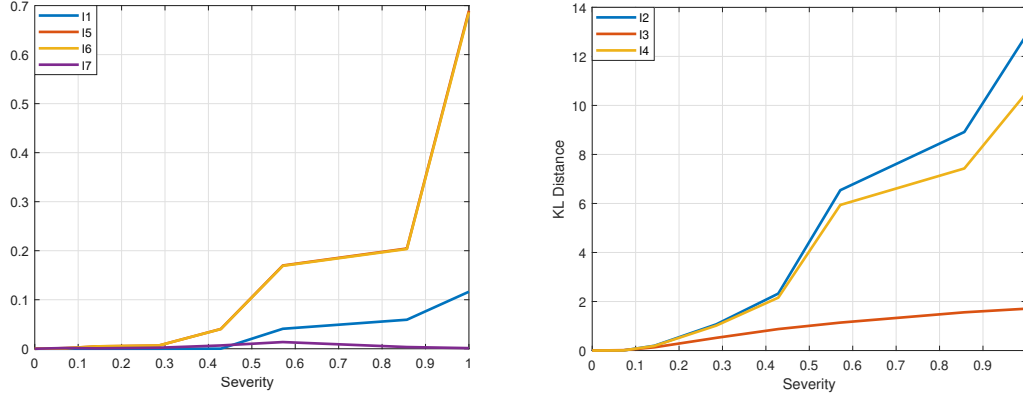


Figura 4.7: Distanza KL per le singole *feature* rispetto la *baseline* al variare della *severity* nel caso di guasto alla molla

4.3.2 Matrice di correlazione

È necessario stilare una classifica delle *feature* in base alla loro dipendenza dai fattori interni (correlazione con il guasto) e dai fattori esterni (sensibilità ai disturbi quali temperatura olio, pressione olio, rumore elettrico, forze esterne, etc.). Per quanto riguarda la correlazione con il guasto la distanza KL fornisce un'indicazione ma a tale scopo è più corretto adoperare una *misura di dipendenza* piuttosto che di distanza, in particolare, si farà uso del **coefficiente di correlazione**. Indicando con D ed F le *variabili stocastiche* guasto e *feature*, è possibile calcolare il coefficiente di correlazione tramite la seguente [76]:

$$\rho_{D,F} = \frac{\mathbb{E}[(D - \mu_D)(F - \mu_F)]}{\sigma_D \sigma_F} \quad (4.4)$$

Dalla **disuguaglianza di Cauchy–Schwarz** risulta che:

$$\rho_{D,F}^2 \leq 1 \quad (4.5)$$

Se:

$\rho_{D,F} = \pm 1$: D e F sono *completamente correlate* (positivamente o negativamente a seconda del segno);

$\rho_{D,F} = 0$: D e F sono *scorrelate*.

Applicando l'equazione 4.4 si ottengono i risultati riportati in tabella 4.3. Con riferimento a tale tabella si noti che, per quanto riguarda la molla, viene confermato quanto già espresso in figura 4.7 ovvero che le migliori *feature* sono I2 ed I3 con, però, la netta differenza che I2 per la seconda tipologia di guasto ha una correlazione molto bassa e perciò si può affermare che: I2 è una *feature* peculiare del guasto della molla. Per quanto riguarda la guarnizione, invece, si osserva che le migliori *feature* sono le ultime 4, in particolare: I7 è una *feature* peculiare del guasto della guarnizione. Poiché I7 rappresenta una sorta di guadagno in termini di energia tra corrente (*EHSV*) e posizione (*SCAS*), allora confrontando i risultati di tabella 4.3 con le figure 4.2 e 4.3 risulta palese che tale *feature* sia sintomo del guasto alla guarnizione, infatti, in condizioni danneggiate, l'ampiezza del segnale di corrente aumenta notevolmente a dispetto di una riduzione nell'ampiezza del segnale di spostamento. Ciò non si manifesta per il guasto alla molla, per il quale, dunque, I7 ha una correlazione molto bassa; in tal caso, invece, il valor medio della corrente varia e difatti I2 è strettamente legato alla deviazione di tale parametro.

Guasto	I1	I2	I3	I4	I6	I7	G1	G2	G3
Molla	0.335	-0.985	0.952	0.961	0.636	0.017	-0.492	0.783	-0.575
Guarnizione	-0.110	0.250	-0.958	-0.949	0.989	-0.996	0.915	-0.925	0.990

Tabella 4.3: Matrice dei coefficienti di correlazione

4.3.3 Signal to Noise Ratio

Al fine di individuare la sensibilità di ciascun fattore ai parametri esterni è possibile calcolare il **signal to noise ratio**, ovvero [81]:

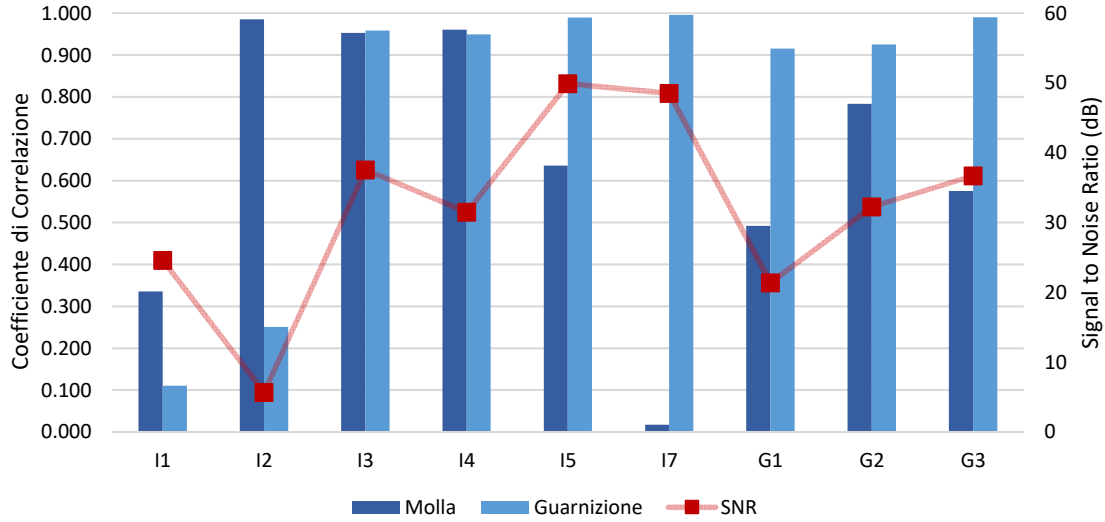
$$SNR = 10 \log_{10} \left(\frac{\mu_F^2}{\sigma_F^2} \right) \quad (4.6)$$

Il *SNR* è direttamente proporzionale all'influenza dei fattori esterni sul parametro; perciò, osservando la tabella 4.4 è possibile notare che I2 è la più virtuosa del gruppo (confacentemente l'identificazione della cricca) mentre I5 e I7 sono maggiormente connesse a mutamenti nelle condizioni ambientali.

Matrice di correlazione e *SNR* sono riassunti in figura 4.8.

	I1	I2	I3	I4	I6	I7	G1	G2	G3
<i>SNR</i> (dB)	24.6	5.7	37.6	31.5	49.9	48.5	21.4	32.3	36.7

Tabella 4.4: Matrice SNR

Figura 4.8: Dipendenza *feature* da fattori interni ed esterni ($\rho_{D,F}$ riportato in valore assoluto)

4.4 Performance

Una volta classificate le *feature* in base alla loro correlazione al guasto e alla sensibilità ai disturbi, risulta necessario identificare una metrica che consenta di valutarne le *performance*. Ovviamente, le *performance* sono necessariamente connesse alla capacità della *feature* di identificare ed isolare il guasto il più accuratamente e precisamente possibile, oltre che il più presto possibile (intendendo a *severity* piccole) e dunque sono connesse alle prestazioni della fase di diagnosi.⁶ Le *feature* sono il cuore di un sistema di prognostica affidabile e perciò questo paragrafo riveste un ruolo cruciale.

Così come riassunto in tabella 4.5, nell'effettuare l'operazione di diagnosi è possibile commettere due tipi di errori: *falsi positivi* e *falsi negativi*. A patto di riuscire a calcolare i vari elementi di tale tabella, è possibile determinare i seguenti, importanti, indici [9]:

⁶I parametri per la misura delle prestazioni della fase di prognosi non vengono analizzati in questo capitolo poiché non connessi semplicemente alle *feature* ma anche all'algoritmo di prognosi.

Probability of detection:

$$POD = p(R_1|D_1) = \frac{a}{a+c} \quad (4.7)$$

Probability of false alarm:

$$POFA = p(R_1|D_0) = \frac{b}{b+d} \quad (4.8)$$

Decisione	Guasto (D_1)	Sano (D_0)	Totale
Positivo (R_1)	a	b	a+b
	Veri positivi	Falsi positivi	Numero totale allarmi
Negativo (R_2)	c	d	c+d
	Falsi negativi	Veri negativi	Numero totale non allarmi
	a+c	b+d	a+b+c+d
	Numero totale guasti	Numero totale sani	Numero casi totale

Tabella 4.5: Matrice di decisione

Come visto, per ciascuna *feature* (e per ciascuna *severity*) si ottiene una distribuzione di probabilità (Q) che può essere confrontata con la distribuzione di *baseline* (P). Mentre i valori di POD variano a seconda della *severity* poiché dipendono da Q , il valore di $POFA$ è costante una volta posta la soglia discriminante tra una decisione positiva (presenza di guasto) ed una negativa (assenza di guasto). Perciò si è fissato:

$$POFA \leq 1\% \quad (4.9)$$

Conseguentemente si è calcolata, iterativamente, la soglia (*threshold*) per ogni *feature* così da rispettare il vincolo su posto.

4.4.1 ROC

Per *Receiver Operating Characteristic* (**ROC**) si intende un grafico bidimensionale nel quale vengono riportati i *veri positivi* (a) sulle ordinate e i *falsi positivi* (b) sulle ascisse. Tale grafico rappresenta il compromesso tra i benefici (a) ed gli svantaggi (b) [82]. In figura 4.9a e 4.10a sono visibili le curve *ROC* per le *feature* I2 e I7.

L'area sottesa dalla curva *ROC* con l'asse delle ascisse (**AUC** - *Area Under the Curve*) rappresenta l'*accuratezza* della *feature* [83] e per tale motivo: tanto più la curva si distingue

dalla linea tratteggiata⁷ e si avvicina al punto (0,1), il quale rappresenta il classificatore ottimo, tanto più l'accuratezza della *feature* migliora. Calcolando l'accuratezza a parità di *severity* si ottengono i risultati riportati in tabella 4.6: maggiore è l'accuratezza migliore è la *feature*. Viceversa in tabella 4.7 è riportato il valore di *severity* che la *feature* è in grado di identificare con una probabilità del 95%: in tal caso minore è il valore in tabella migliore è la *feature* poichè siamo interessati a isolare il guasto il più presto possibile. Entrambe le tabelle sono riassunte nel grafico di figura 4.11. Il valore di *severity* al rilevamento può essere estratto dalle *success function*, ovvero dal diagramma che traccia l'andamento del *POD* al variare della *severity*, due esempi di tale grafico sono visibili in figura 4.9b e 4.10b.

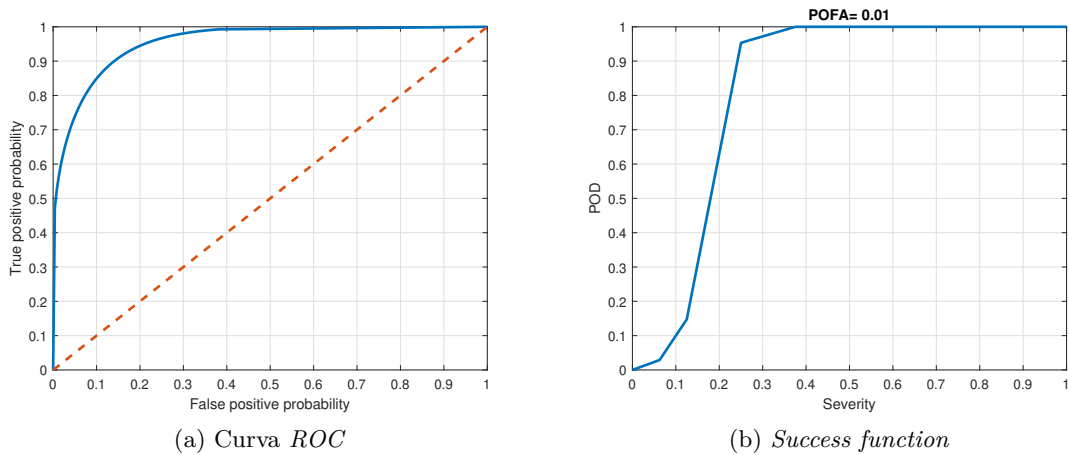


Figura 4.9: Analisi ROC *feature* I2 molla

	I1	I2	I3	I4	I6	I7	G1	G2	G3
Molla	57.0%	99.4%	99.1%	99.0%	68.3%	54.7%	71.0%	80.4%	86.4%
Guarnizione	56.8%	54.3%	91.0%	90.9%	99.3%	92.7%	96.4%	93.6%	98.8%

Tabella 4.6: Accuratezza *feature* ad una *severity* del 30%

⁷La linea tratteggiata rappresenta una *feature* il cui la probabilità di un vero positivo è pari a quella di un falso positivo, uguale a 50%: il lancio di una moneta.

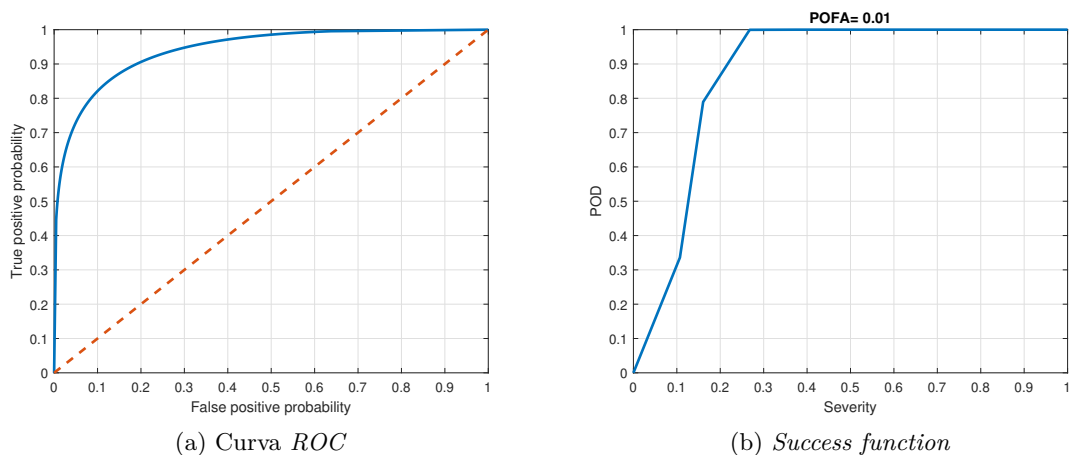


Figura 4.10: Analisi ROC feature I7 guarnizione

	I1	I2	I3	I4	I6	I7	G1	G2	G3
Molla	98.2%	21.0%	30.5%	30.6%	96.5%	99.0%	98.3%	83.4%	75.2%
Guarnizione	99.0%	99.0%	32.1%	32.2%	10.9%	24.2%	23.0%	27.4%	10.0%

Tabella 4.7: Severity ad una POD del 95%

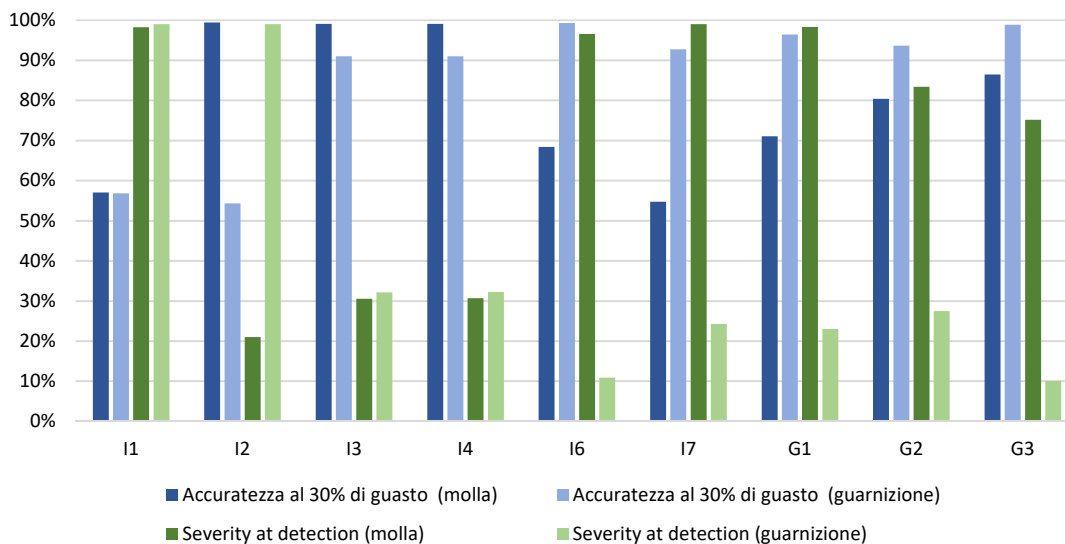


Figura 4.11: Accuratezza e severity al rilevamento

4.5 Conclusioni

Da quanto visto emerge che: la matrice di correlazione è uno strumento semplice ed immediato per valutare la dipendenza delle *feature* dal guasto e provvedere ad una prima classificazione. Non ci si può, però, limitare a questo indice per vagliare la bontà della *feature*, anzitutto perché per valori alti del coefficiente di correlazione questo non fornisce un'affidabile discriminante per la classificazione e anche perché sono almeno altre tre le proprietà che si vogliono in una *feature*: precisione, accuratezza e identificazione del guasto nei primi stadi. Per quanto riguarda la prima, intesa come percentuale di falsi positivi (POFA), essa costituisce una specifica di progetto, fissata per il calcolo della soglia. L'accuratezza e la *severity* al rilevamento debbono, invece, essere calcolati tramite ulteriori strumenti in particolare attraverso la curva *ROC* e la *success function*. L'informazione derivante da questi dati non ribalta la classifica inizialmente proposta tramite la correlazione, ma permette di far ordine tra le *feature* con correlazione molto alta (superiore al 95%).

I vari indici trovati sono riassunti per tutte le *feature* in figura 4.12: in tale grafico tanto più la *feature* si trova vicino al punto di coordinate (0,1) tanto è preferibile e tanto più ha raggio piccolo tanto meno è legata alle condizioni esterne.

In definitiva è abbastanza evidente che, per quanto riguarda la molla, le *feature* migliori sono: G3 (test a terra) e I2 (missione). Per quanto riguarda la guarnizione, invece, le *feature* migliori sono: G3 (test a terra) e I6 (missione). Il fatto che G3 vada bene per entrambe i guasti non produce alcun problema poiché essa ha un comportamento speculare rispetto i due fenomeni (similmente a G2).

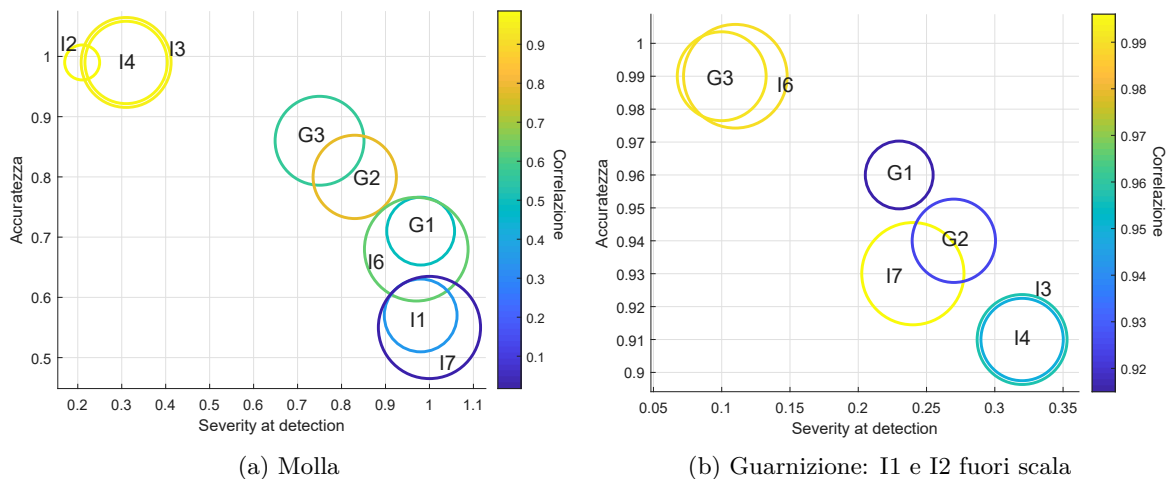


Figura 4.12: Sunto delle proprietà delle *feature*: il raggio del cerchio è proporzionale al *SNR*

Capitolo 5

Fault Detection and Identification

All'interno di un sistema *CBM/PHM* completo il modulo antecedente la prognosi include tre funzioni [84]:

- **fault detection**: rilevamento di un'anomalia nel funzionamento;
- **fault identification**: identificazione della *severity* di guasto;
- **fault isolation**: isolamento del componente guasto, dunque dell'esatta locazione del danneggiamento.

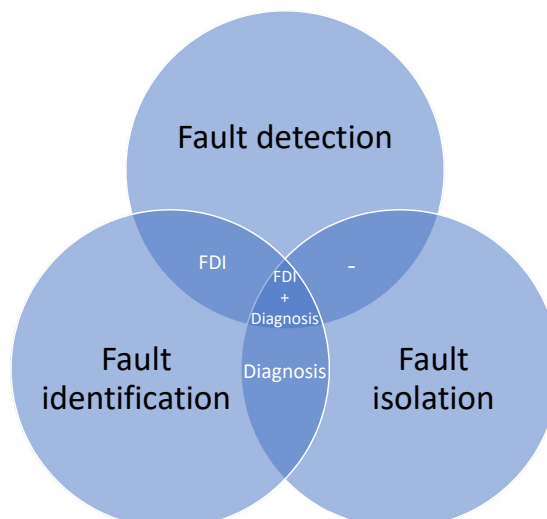


Figura 5.1: Fault detection e diagnosi

Con il termine diagnosi si intendono solo le fasi di isolamento e identificazione del guasto così come mostrato in figura 5.1, mentre la fase di rilevamento dell'anomalia, poiché sempre necessaria viene spesso sottointesa.

Nel presente elaborato, ci si è concentrati unicamente nel processo **FDI** (*Fault Detection and Identification*) trascurando la fase di *fault isolation*, poiché le degradazioni sotto esame sono solamente due e peraltro esse non sono correlate.¹ Dunque, l'obiettivo precipuo di questo capitolo è l'applicazione delle conoscenze acquisite durante la fase *offline* (in particolare riguardo il processo di *feature selection*, capitolo 4), finalizzata all'implementazione di un modello di rilevamento e identificazione del guasto (*FDI - Fault Detection and Identification*).

In figura 5.2 è riportato lo schema generale del processo *FDI*: i dati provenienti dai sensori vengono adoperati per generare il *residuale* (*residual*). Per *residual signal* si intende un segnale che confronti l'output attuale del sensore con delle condizioni di riferimento; esso è indice dello stato di salute del sistema. A seconda che la condizione di riferimento sia una *baseline* oppure l'*output* di un modello del sistema, si distingue la fase *FDI* rispettivamente in: *data-driven* oppure *model-based*.

L'approccio qui perseguito è di tipo *data-driven* poiché si è provveduto, nella preliminare fase *offline*, alla generazione di una *baseline* da confrontare *online* con la distribuzione delle *feature*: si rileva il guasto quando le due distribuzioni differiscono per più del 95%. La *PDF* dello stato attuale del sistema, dunque la probabilità di guasto, viene calcolata mediante l'ausilio di un spazio di stato (come modello del sistema) e di un algoritmo *particle filter*.

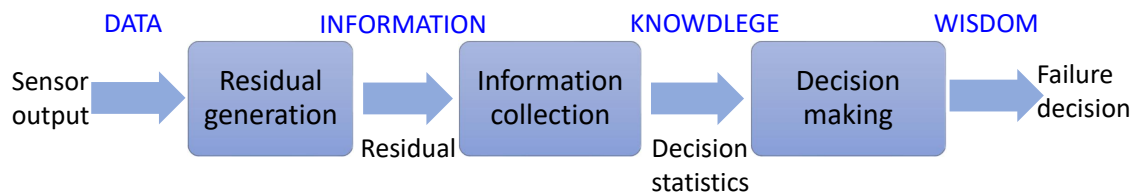


Figura 5.2: *Fault Detection and Identification (FDI)*

5.1 Modello matematico

L'obiettivo del processo *FDI* è calcolare la quantità incognita $x(t)$ adoperando i segnali *rumorosi* provenienti dai sensori, che forniscono la misura $y(t)$. Come indicato dalla

¹Così come evidente dai risultati di correlazione per le *feature* scelte *I2* e *I6*, riportati in tabella 4.3.

dipendenza temporale, la quantità incognita e l'osservazione, variano nel tempo, sicché il sistema può essere modellizzato tramite spazio di stato (*state-space*) di un sistema dinamico non-lineare, con rumore non-Gaussiano:

$$\begin{cases} x(t) = f_t(x_f(t), x(t-1), \omega(t)) \\ y(t) = h_t(x_f(t), x(t), v(t)) \end{cases} \quad (5.1)$$

Dove:

f_t, h_t : sono funzioni non-lineari;

$x_f(t)$: è una variabile booleana che definisce la presenza, altresí l'assenza, del danneggiamento;

$\omega(t), v(t)$: sono rumori non-Gaussiani rispettivamente del processo e della misura.

Le variabili continue del sistema (5.1), in un processo reale, divengono discrete, sicché esse assumono la forma di vettori:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_t = f_t(x_f, \mathbf{x}_{t-1}, \omega_t) \\ \mathbf{y}_t = h_t(x_f, \mathbf{x}_t, \mathbf{v}_t) \end{cases} \quad (5.2)$$

Nel seguito si indica con:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{0:t} \doteq \{\mathbf{x}_0, \dots, \mathbf{x}_t\} \\ \mathbf{y}_{1:t} \doteq \{\mathbf{y}_0, \dots, \mathbf{y}_t\} \end{cases} \quad (5.3)$$

Consideriamo le seguenti ipotesi:

1. Il segnale incognito, ovvero lo *stato nascosto*, $\{\mathbf{x}_t; t \in \mathbb{N}\}$ di distribuzione iniziale $p(\mathbf{x}_0)$, è modellabile come un **processo di Markov** [85]:

$$\text{Proprietà di Markov :} \quad \mathbf{x}_{t+1} \perp\!\!\!\perp \mathbf{x}_{t-1} | \mathbf{x}_t \quad (5.4)$$

Ovvero:

$$p(\mathbf{x}_{t+1} | \mathbf{x}_t, \mathbf{x}_0, \dots, \mathbf{x}_t) = p(\mathbf{x}_{t+1} | \mathbf{x}_t) \quad (5.5)$$

In particolare, poiché le variabili nascoste sono discrete, trattasi di un *Hidden Markov Model* (**HMM**) [86]; in figura 5.3 è riportato uno schema del modello *state-space* di cui l'*HMM* fa parte.

2. Gli stati osservabili $\{\mathbf{y}_t; t \in \mathbb{N}\}$ sono assunti *condizionatamente indipendenti* dato il

processo $\{\mathbf{x}_t; t \in \mathbb{N}\}$ e la distribuzione $p(\mathbf{y}_t|\mathbf{x}_t)$, ovvero [86]:

$$\begin{cases} p(\mathbf{x}_{t+1}|\mathbf{x}_t, \mathbf{y}_{1:t}) = p(\mathbf{x}_{t+1}|\mathbf{x}_t) \\ p(\mathbf{x}_t|\mathbf{y}_t, \mathbf{x}_{0:t-1}) = p(\mathbf{y}_t|\mathbf{x}_t) \end{cases} \quad (5.6)$$

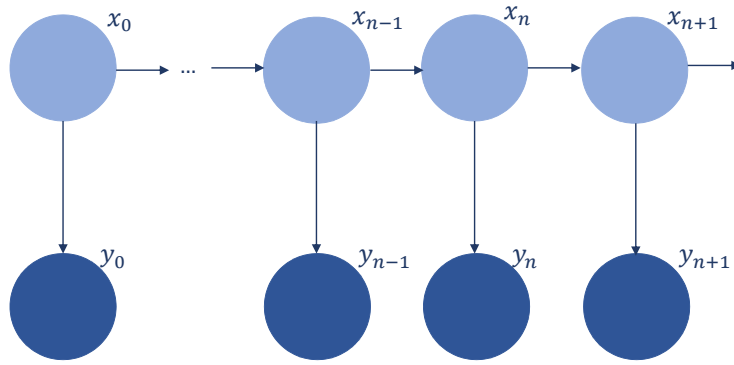


Figura 5.3: *Hidden Markov Model*

L'intento del processo *FDI* è stimare la distribuzione di probabilità marginale o *filtering distribution* $p(\mathbf{x}_t|\mathbf{y}_{1:t})$, ovvero *lo stato di salute del sistema dati gli osservabili fino al tempo t*.

Tramite le ipotesi fatte è possibile dimostrare che la marginale soddisfa a seguente formula ricorsiva [88]:

$$\text{Previous knowledge :} \quad p(\mathbf{x}_t|\mathbf{y}_{1:t-1}) = \int p(\mathbf{x}_t|\mathbf{x}_{t-1}) p(\mathbf{x}_{t-1}|\mathbf{y}_{1:t-1}) d\mathbf{x}_{t-1} \quad (5.7)$$

$$\text{Updating :} \quad p(\mathbf{x}_t|\mathbf{y}_{1:t}) = \frac{p(\mathbf{y}_t|\mathbf{x}_t) p(\mathbf{x}_t|\mathbf{y}_{1:t-1})}{\int p(\mathbf{y}_t|\mathbf{x}_t) p(\mathbf{x}_t|\mathbf{y}_{1:t-1}) d\mathbf{x}_t} \quad (5.8)$$

Non esiste, quasi mai, una soluzione in forma chiusa delle equazioni (5.7) e (5.8) sicché è necessario provvedere al calcolo tramite un metodo numerico. Tale necessità e l'eccezionale incremento della potenza di calcolo, sono la ragione dietro lo sviluppo dei filtri Bayesiani [89]. Tra i vari metodi possibili (*extended Kalman filter* [90], [91] e *Gaussian sum filter* [92]) ci si è concentrati sugli algoritmi *SMC* o *Particle Filters (PF)*.

5.2 Particle filter nel processo FDI

Con il nome di *particle filter* (**PF**) o *Sequential Monte Carlo* (**SMC**) si indica un gruppo di algoritmi di *Monte Carlo* ovvero, un gruppo di metodi approssimati di inferenza basati sul campionamento (*numerical sampling methods*). L'obiettivo di tali metodi consta nell'approssimare l'equazione (5.8) ricavando N campioni o *particelle* e associare a ciascuna un peso $\{\mathbf{x}_t^{(i)}, \tilde{w}_t^{(i)}\}_{i=1}^N$ così da ottenere la seguente [88]:

$$p(\mathbf{x}_t | \mathbf{y}_{1:t}) \simeq \sum_{i=1}^N \tilde{w}_t^{(i)} \delta(\mathbf{x}_{0:t} - \mathbf{x}_{0:t}^{(i)}) \quad (5.9)$$

δ è la funzione **delta di Dirac**.

Il più tipico tra i metodi *SMC* e anche quello su cui ci si è concentrati nel seguito, è il *sampling-importance-resampling* (**SIR**), anche detto *Bootstrap filter* [93].

5.2.1 Importance sampling

Si supponga di voler individuare il valore atteso di una certa funzione f_t data una distribuzione di probabilità $p(\mathbf{x}_{0:t})$:

$$I(f_t) = \mathbb{E}_{p(\mathbf{x}_{0:t} | \mathbf{y}_{1:t})} [f_t(\mathbf{x}_{0:t})] \doteq \int f_t(\mathbf{x}_{0:t}) p(\mathbf{x}_{0:t} | \mathbf{y}_{1:t}) d\mathbf{x}_{0:t} \quad (5.10)$$

Si consideri un'arbitraria distribuzione di probabilità, anche detta *importance sampling distribution* $\pi(\mathbf{x}_{0:t} | \mathbf{y}_{1:t})$. Considerando il fatto che tale distribuzione comprende il caso particolare di $p(\mathbf{x}_{0:t} | \mathbf{y}_{1:t})$, si ottiene:

$$I(f_t) = \frac{\int f_t(\mathbf{x}_{0:t}) w(\mathbf{x}_{0:t}) \pi(\mathbf{x}_{0:t} | \mathbf{y}_{1:t}) d\mathbf{x}_{0:t}}{\int w(\mathbf{x}_{0:t}) \pi(\mathbf{x}_{0:t} | \mathbf{y}_{1:t}) d\mathbf{x}_{0:t}} \quad (5.11)$$

Dove $w(\mathbf{x}_{0:t})$ prende il nome di *importance weight* e vale:

$$w(\mathbf{x}_{0:t}) \doteq \frac{p(\mathbf{x}_{0:t} | \mathbf{y}_{1:t})}{\pi(\mathbf{x}_{0:t} | \mathbf{y}_{1:t})} \quad (5.12)$$

Successivamente si ottengono una serie di *sample i.i.d.* $\{\mathbf{x}_{0:t}^{(i)}, i = 1, \dots, N\}$ così da approssimare l'equazione (5.11):

$$\hat{I}_N(f_t) = \frac{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N f_t(\mathbf{x}_{0:t}^{(i)}) w(\mathbf{x}_{0:t}^{(i)})}{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N w(\mathbf{x}_{0:t}^{(j)})} = \sum_{i=1}^N f_t(\mathbf{x}_{0:t}^{(i)}) \tilde{w}_t^{(i)} \quad (5.13)$$

Essendo $\tilde{w}_t^{(i)}$ gli *importance weight* normalizzati:

$$\tilde{w}_t^{(i)} \doteq \frac{w(\mathbf{x}_{0:t}^{(i)})}{\sum_{j=1}^N w(\mathbf{x}_{0:t}^{(j)})} \quad (5.14)$$

Valgono le seguenti proprietà [86]:

$$\begin{cases} 0 < \tilde{w}_t^{(i)} \leq 1 \\ \sum_{j=1}^N \tilde{w}_t^{(j)} = 1 \end{cases} \quad (5.15)$$

Una volta definiti gli *importance weight* è necessario un metodo che ne consenta il calcolo esplicito.

L' *importance sampling distribution* al tempo t può essere scritta nella seguente forma [88]:

$$\pi(\mathbf{x}_{0:t}|\mathbf{y}_{1:t}) = \pi(\mathbf{x}_0) \prod_{k=1}^t \pi(\mathbf{x}_k|\mathbf{x}_{0:k-1}, \mathbf{y}_{1:k}) \quad (5.16)$$

Tramite la (5.16) è possibile ottenere una formula ricorsiva per valutare la (5.14) :

$$\tilde{w}_t^{(i)} \propto \tilde{w}_{t-1}^{(i)} \frac{p(\mathbf{y}_t|\mathbf{x}_t^{(i)}) p(\mathbf{x}_t^{(i)}|\mathbf{x}_{t-1}^{(i)})}{\pi(\mathbf{x}_t^{(i)}|\mathbf{x}_{0:t-1}^{(i)}, \mathbf{y}_{1:t})} \quad (5.17)$$

Nel caso particolare in cui si scelga:

$$\pi(\mathbf{x}_{0:t}|\mathbf{y}_{1:t}) = p(\mathbf{x}_{0:t}) = p(\mathbf{x}_0) \prod_{k=1}^t p(\mathbf{x}_k|\mathbf{x}_k, \mathbf{x}_{k-1}) \quad (5.18)$$

Adoperando le proprietà di indipendenza di equazione (5.6) e sostituendo nell'equazione (5.17), si ottiene:

$$\tilde{w}_t^{(i)} \propto \tilde{w}_{t-1}^{(i)} p(\mathbf{y}_t|\mathbf{x}_t^{(i)}) \quad (5.19)$$

In definitiva, l'equazione (5.19) consente il calcolo delle *importance sampling distribution* e dunque di risolvere l'espressione (5.9). Allo stesso tempo, però, l'equazione (5.19) non è sufficiente a garantire un algoritmo efficace poiché, già dopo poche iterazioni, le *importance sampling distribution* tendono a zero, comportando un grande sforzo di calcolo [94]. Il fenomeno è noto come *degeneracy problem* e non può essere aggirato se non introducendo un ulteriore passo nell'algoritmo di calcolo, ovvero, il *resampling*; è la somma dei due passi a dare luogo al *Bootstrap filter*.

5.2.2 Resampling

La degenerazione dell’algoritmo è legata all’ampiezza del campione (N_{eff}) e dunque alla varianza degli *importance weight*, è possibile calcolare approssimatamente tale grandezza tramite la seguente espressione [95],[96]:

$$\tilde{N}_{eff} = \frac{1}{\sum_{i=1}^N (\tilde{w}_t^{(i)})^2} \quad (5.20)$$

Individuando un valore di soglia (N_{th}), se:

$$\tilde{N}_{eff} \geq N_{th} \quad (5.21)$$

Allora il campione degenera; quando ciò avviene si applica il *resampling*. L’idea di base consiste nell’eliminare le particelle che hanno pesi piccoli per concentrarsi sulle particelle che hanno pesi elevati [94]. Per farlo si genera un nuovo set di campioni $\{\tilde{\mathbf{x}}_{0:t}^{(i)}, i = 1, \dots, N\}$ dalla distribuzione discreta $\{\mathbf{x}_{0:t}^{(i)}, i = 1, \dots, N\}$ ponendo come probabilità, i pesi precedentemente calcolati $\tilde{w}_t^{(i)}$. Gli N campioni risultanti, sono approssimatamente distribuiti secondo la $p(\mathbf{x}_{0:t}|\mathbf{y}_{1:t})$ e tale approssimazione tende alla distribuzione esatta per $N \rightarrow \infty$, in accordo con il **teorema del limite centrale**.

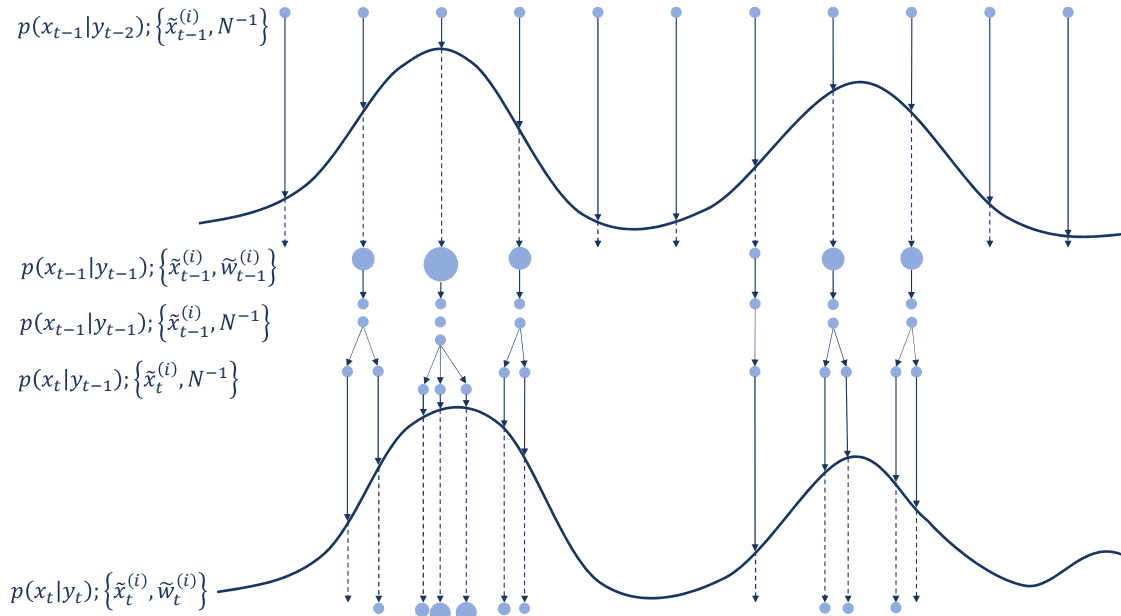


Figura 5.4: Processo PF

5.3 Risultati

5.3.1 Degradazione molla

Si consideri il caso della propagazione della cricca all'interno della molla. Per quanto riguarda il modello di danneggiamento, dunque la funzione f_t nell'equazione (5.1), esso è stato definito nel paragrafo 3.1.1 in termini di estensione del difetto.² Per quanto riguarda, invece, il legame tra *feature* e stato nascosto, espresso dalla funzione h_t nell'equazione (5.1), è possibile ricavare una mappa tramite i dati ottenuti nel capitolo 4.

Come appreso nel capitolo 4, la *feature* più adatta all'identificazione del presente guasto è la I_2 , sicché le figure successive si riferiscono ai risultati ottenuti tramite essa.

In figura 5.5 è riportata la distribuzione delle particelle nell'istante di identificazione del guasto e la loro distanza dalla *baseline*, sia per quanto riguarda la *feature* che la percentuale di guasto. In figura 5.6 è mostrato l'andamento della degradazione, ancora una volta in termini di *feature* e di *severity*: il tratto in blu è relativo agli istanti precedenti l'identificazione del guasto, il tratto in verde agli istanti successivi. Da questa figura e dalla figura 5.7, è evidente che la *feature* subisce variazioni apprezzabili ben prima del *time of detection*, ma solo una volta che la probabilità di guasto ha raggiunto e superato il 95% viene dichiarata la variazione dello stato del sistema (*sano* \rightarrow *guasto*).

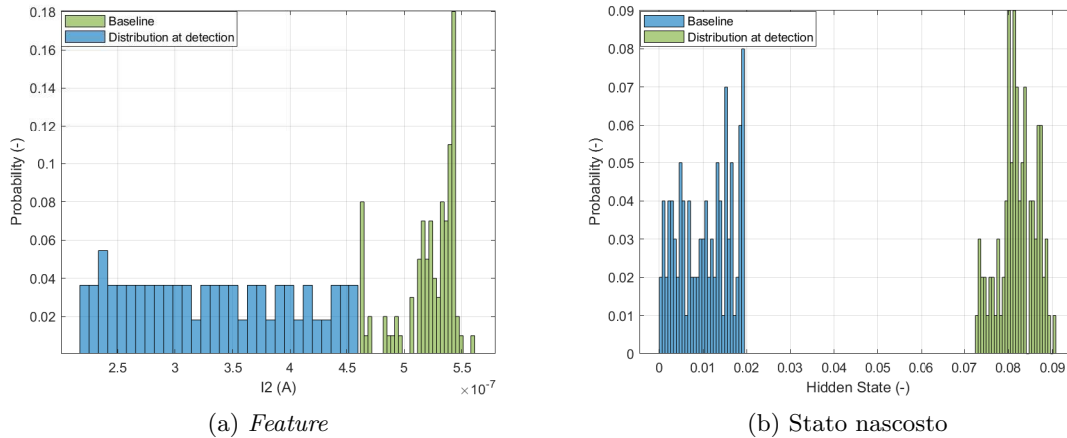


Figura 5.5: Distribuzione particelle in condizioni di *baseline* e al momento dell'individuazione del guasto

²Nel proseguo si preferisce adoperare come stato nascosto (x_t) la severità del guasto pari alla lunghezza della cricca normalizzata per il raggio del filo.

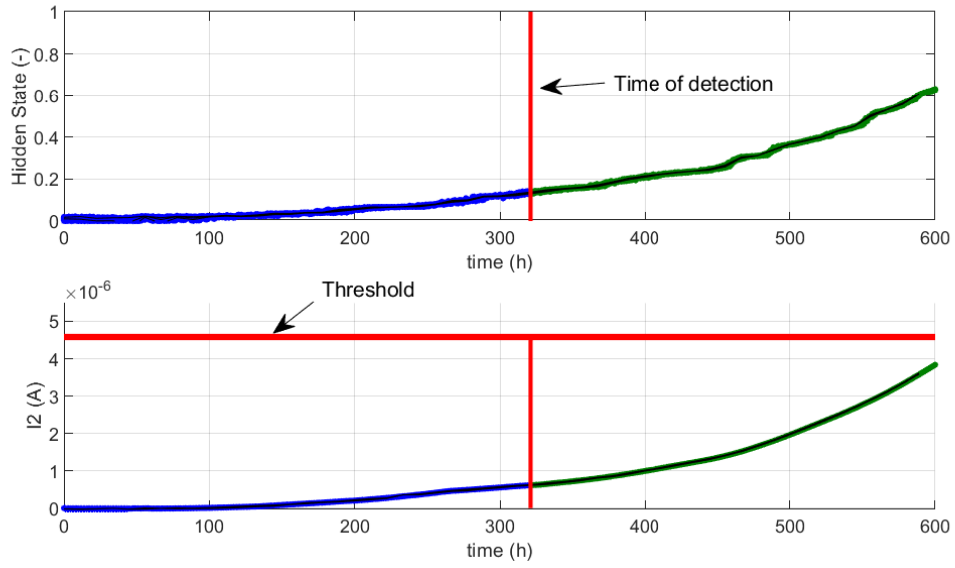


Figura 5.6: Progressione del guasto e identificazione

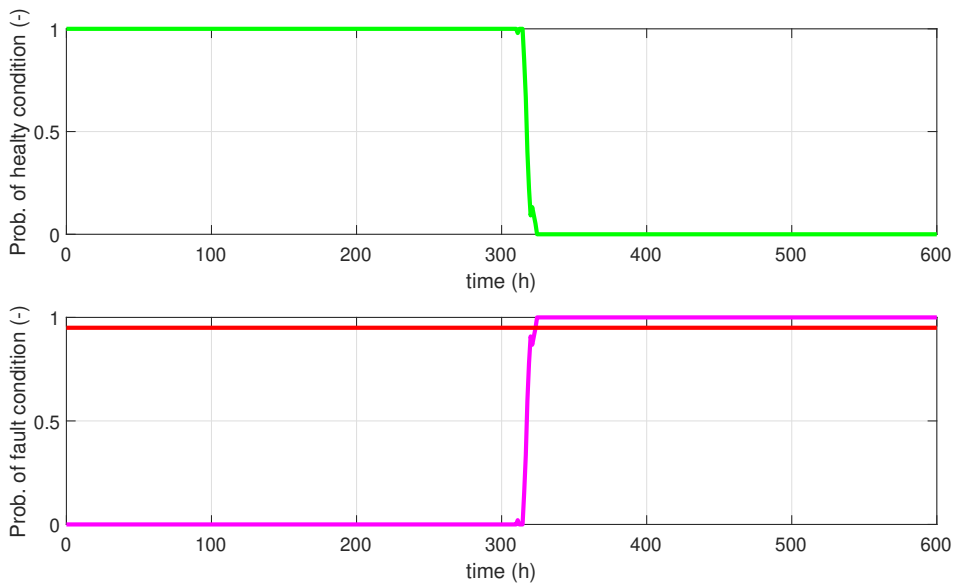


Figura 5.7: Probabilità stato del sistema

5.3.2 Usura guarnizioni

Nel caso dell'usura delle guarnizioni è possibile effettuare analoghe considerazioni al caso precedente. Il modello di usura (f_t) è definito nel paragrafo 3.1.2 in termini di coefficiente di trafileamento.³

La *feature* che consente l'individuazione del presente guasto, così come analizzato nel capitolo 4, è $I6$. È importante sottolineare, ancora una volta, che, grazie alla bassa correlazione di questa *feature* con il danneggiamento della molla, essa consente la corretta classificazione del guasto; discorso speculare nel caso di $I2$. Perciò, il vettore di *feature* scelto, permette di distinguere il tipo di guasto e di isolare, correttamente, il componente danneggiato.

In figura 5.8, 5.9 e 5.10 sono visibili risultati simili al caso del danneggiamento della molla. In tal caso, però, il guasto viene individuato più precocemente, a riprova di quanto già noto grazie all'analisi effettuata nel processo di *feature selection*, ovvero che $I6$ consente l'identificazione dell'usura delle guarnizioni ad una *severity* inferiore rispetto quanto $I2$ consente di fare per il danneggiamento della molla.

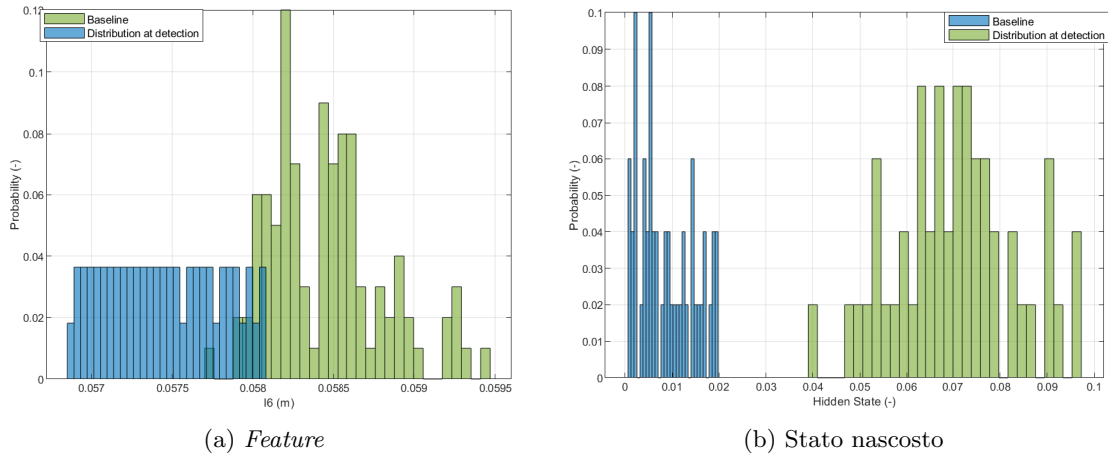


Figura 5.8: Distribuzione particelle in condizioni di *baseline* e al momento dell'individuazione del guasto

³Nel proseguo si preferisce adoperare come stato nascosto (x_t) la severità del guasto anziché il valore del coefficiente di trafileamento, poiché il primo indica la percentuale di guasto del sistema in maniera più diretta ed efficace. È possibile passare da uno all'altro considerando che i valori minimi e massimi di coefficiente di trafileamento corrispondono, rispettivamente, ad una severità pari 0 e 1.

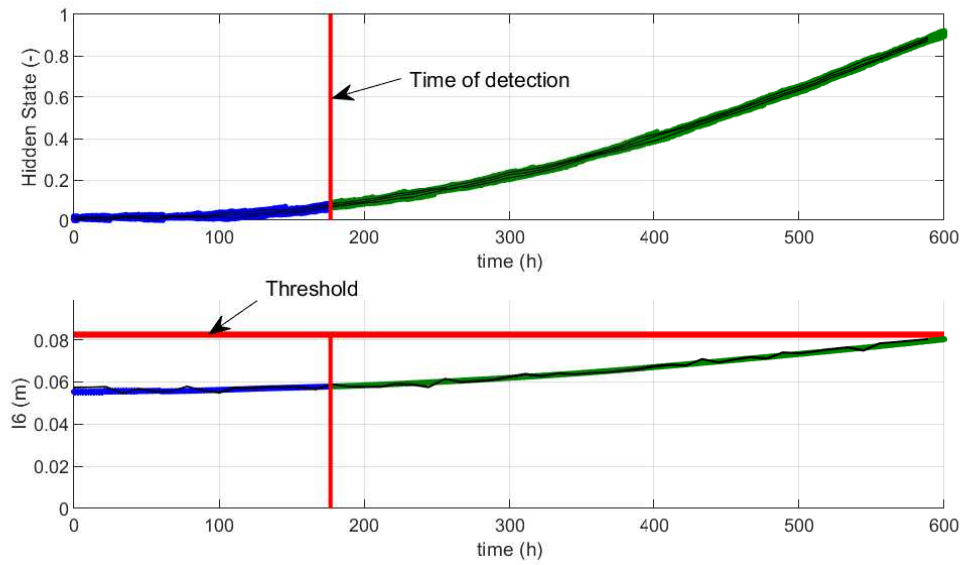


Figura 5.9: Progressione del guasto e identificazione

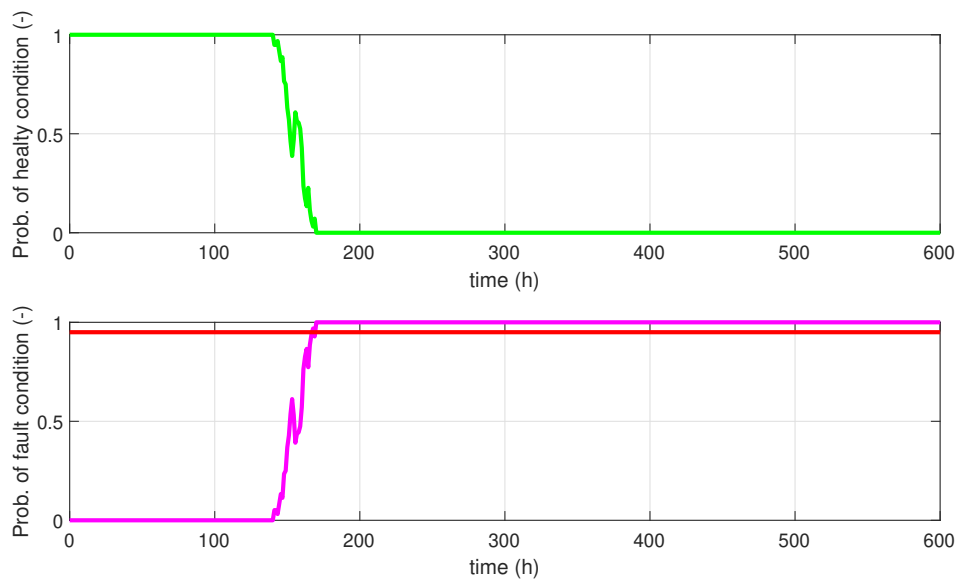


Figura 5.10: Probabilità stato del sistema

Capitolo 6

Failure Prognosis

La fase di prognosi è il cuore del sistema *CBM/PHM*: costituisce la parte predittiva che consente una più efficiente programmazione delle attività di **SLCM** (*System Life Cycle Management*) riducendo drasticamente il rischio di rotture improvvise. Essa è una disciplina emergente nel campo ingegneristico che connette lo studio dei meccanismi di degradazione al processo di manutenzione [97]. Proprio la relativa novità della prognosi rispetto alla ormai matura diagnosi ed il fatto che essa ponga in essere le sfide più audaci nel campo della prognostica, ne determinano una natura ancora acerba che la rende l'anello debole del sistema *CBM/PHM*.

Raggiunto l'ultimo passo del processo di prognostica, è possibile riassumere il sistema *CBM/PHM* nella sua interezza come mostrato in figura 6.1. Con riferimento a tale fi-

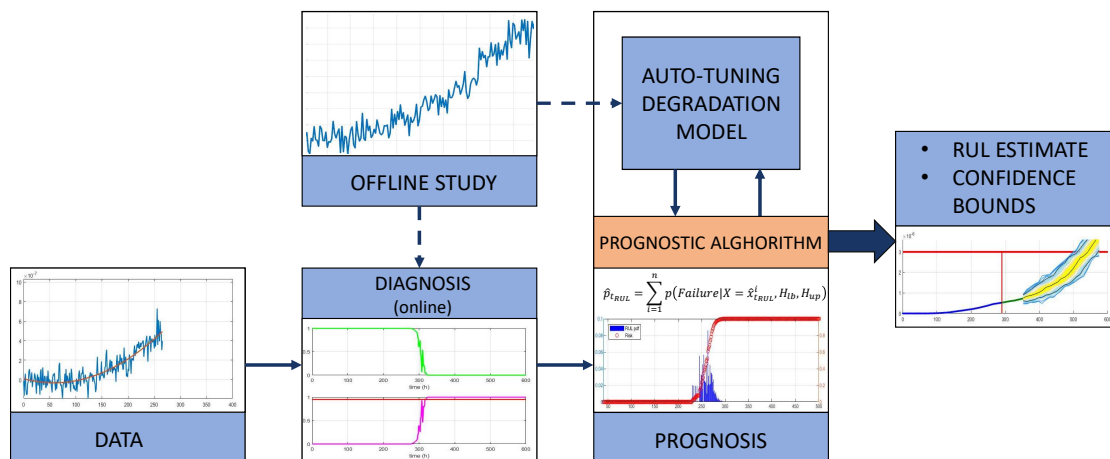


Figura 6.1: Schema globale sistema *CBM/PHM*

gura si osservi che il blocco di studio *offline*, comprendente la fase di *feature selection* è, in realtà, parte integrante del processo *online* poiché ne influenza i risultati. La scelta della corretta *feature* e l'identificazione di una mappa che la connetta allo stato nascosto, con il minor *SNR* possibile, permette la buona riuscita del processo *FDI* e un efficiente funzionamento del blocco di *auto-tuning*, essenziale al processo di prognosi. Da tale figura, inoltre, si osserva la continuità tra la fase di diagnosi e di prognosi: le *pdf* stimate per lo stato del sistema dal modulo *FDI* verranno in seguito adoperate come valore iniziale nella *routine* di prognosi. Da ciò emerge che è importante vedere tutto il sistema *CBM/PHM* come un unico insieme, seppur composto di varie funzioni, esse sono tutte fondamentali per l'obiettivo finale.

Tale obiettivo, coincidente con lo scopo della fase di prognosi, è il *calcolo della RUL del componente una volta che un guasto sia stato rilevato, identificato ed isolato* [9]. La stima della vita utile residua ha come scopo [12]:

- garantire il funzionamento sicuro fino alla *EoL*;
- combinare la *RUL* con indici di confidenza;
- fornire differenti *RUL* per differenti modi di rottura;

Il raggiungimento dei suddetti obiettivi può essere perseguito tramite differenti metodologie.¹ L'algoritmo di prognostica adoperato nel presente studio è basato sul *particle filter*: esso consente di regolare i parametri relativi alla progressione del danneggiamento e stimare la *RUL* con appropriati livelli di confidenza.

¹In figura 1.7 (Pag. 23) è già stato esposto un estratto di tali metodi.

6.1 Particle filter nel processo di prognosi

Per poter adoperare il *particle filter* nel processo di prognosi è necessaria una procedura che consenta di proiettare le particelle dal tempo attuale, nel futuro in assenza, però, di ulteriori osservazioni e modificando gli *importance weight* ove necessario. Quanto analizzato nel paragrafo 5.2 non è sufficiente a tale scopo e difatti esso è solo una parte dell'algoritmo di prognostica, generalmente indicata con il termine di *filtering step*. Il passo successivo, di cui si compone il *particle filter*, è quello che viene detto *prediction step* che ha lo scopo di stimare, tramite il modello di degradazione, la *pdf* all'istante successivo del sistema:

$$\begin{cases} x(t+1) = f_t(x_f(t), x(t), \omega(t)) \\ y(t+1) = h_t(x_f(t), x(t+1), v(t)) \end{cases} \quad (6.1)$$

Uno schema del *particle filter* nella sua interezza è mostrato in figura 6.2.

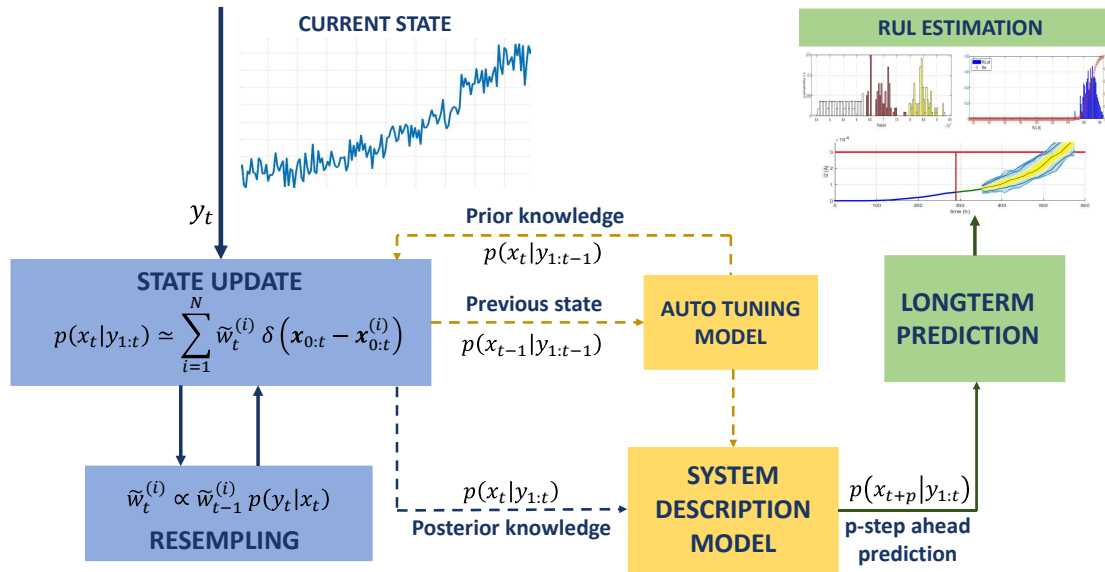


Figura 6.2: Architettura *particle filter*

Il processo di prognosi tramite il *particle filter* può essere facilmente spiegato come il susseguirsi di due fasi [93]:

- *long-term prediction*: iterazione del prediction step per la generazione di una predizione al tempo $t + p$, ovvero $p(x_{t+p}|y_{1:t})$;
- *RUL estimation*: utilizzo della predizione a lungo termine per il calcolo della *pdf* della *RUL* e dunque la probabilità di guasto.

6.1.1 Long-term prediction

La generazione della predizione al tempo $t + p$ (p -esima predizione) può essere ottenuta tramite la seguente [98]:

$$\begin{aligned} p(\mathbf{x}_{t+p}|\mathbf{y}_{1:t}) &= \int p(\mathbf{x}_t|\mathbf{y}_{1:t}) \prod_{j=t+1}^{t+p} p(\mathbf{x}_j|\mathbf{x}_{j-1}) dx_{t:t+p-1} \\ &\simeq \sum_{i=1}^N \tilde{w}_t^{(i)} \int \cdots \int p(\mathbf{x}_{t+1}|\tilde{\mathbf{x}}_t^{(i)}) \prod_{j=t+2}^{t+p} p(\mathbf{x}_j|\mathbf{x}_{j-1}) dx_{t+1:t+p-1} \end{aligned} \quad (6.2)$$

Il calcolo degli integrali di equazione (6.2) necessita di un grande sforzo di calcolo soprattutto nel caso in cui p sia grande e dunque si abbia un RUL elevata. Infatti, ad ogni passo è necessario l'aggiornamento dei pesi delle particelle poiché la pdf dello stato del sistema varia nel tempo. Per ovviare a tale problema si preferisce² considerare gli *importance weight* invarianti e predire l'evoluzione di ciascuna particella calcolando, iterativamente, il valore atteso dell'espressione (5.2):

$$\tilde{\mathbf{x}}_{t+p}^{(i)} = \mathbb{E} \left[f_{t+p} \left(x_f, \tilde{\mathbf{x}}_{t+p-1}^{(i)}, \omega_{t+p} \right) \right] \quad (6.3)$$

Tale approccio si basa sull'assunto che l'errore che si commette considerando i pesi costanti ad ogni istante è, nella maggior parte dei casi, trascurabile rispetto le altri fonti di errore del processo (modello di degradazione, rumore nella misura, etc.) [99]; l'utilizzo di questo metodo ha permesso l'ottenimento di risultati più che soddisfacenti.

6.1.2 RUL estimation

La predizione a lungo termine, precedentemente calcolata, permette il raggiungimento del fine ultimo dell'algoritmo di prognostica: il calcolo della probabilità di rottura, negli istanti futuri del componente. Per perseguire tale scopo occorre provvedere ad una definizione più rigorosa³ del problema [100].

²Esistono tre differenti approcci al problema, quello qui proposto è solo uno dei tre; per approfondimenti sull'argomento si rimanda a [93].

³Nel seguito ci si rifà alla trattazione formale proposta in [100] in sostituzione alla definizione classica del problema soggetta ad alcune incongruenze. Nell'approccio classico è assente il concetto *system failure function*, sicché si hanno le seguenti definizioni:

$$t_f \doteq \inf\{k \in \mathbb{N} : \text{system failure at } k\} \quad (6.4)$$

$$\mathcal{P}(t_f \leq k) \propto \int \mathcal{P}(\text{failure}|\mathbf{x}_k) p(\mathbf{x}_k|\mathbf{y}_{1:t}) d\mathbf{x}_k \quad (6.5)$$

Definizione 2 (System Failure Function) *La system failure function (F) è una variabile aleatoria dicotomica, assume solo valore $\{0,1\}$; viene posta uguale alla funzione indicatrice:*

$$\begin{aligned} F : \mathbb{R}^{n_x} \times \Omega &\rightarrow \{0,1\} \\ (x, \omega) &\mapsto F(x, \omega) = \mathbb{1}_{\text{System failure in } x(\omega)} \end{aligned} \quad (6.6)$$

Nel caso specifico x assume il valore di stato del sistema al tempo k (\mathbf{x}_k), sicché F fornisce il valore 1 nel caso in cui il sistema è rotto e 0 viceversa, nell'istante considerato.

Definizione 3 (Time of Failure - ToF)

$$t_f \doteq \inf\{k \in \mathbb{N} : F(\mathbf{x}_k) = 1\} \quad (6.7)$$

Il concetto di *ToF* è equivalente a quello di *EoL*, inoltre essi sono matematicamente legati alla *RUL*⁴:

$$RUL = EoL - t \quad (6.8)$$

Con t l'istante al quale viene eseguito l'algoritmo di prognostica. In tale istante è, inoltre, possibile calcolare la probabilità⁵ della *ToF*, detta anche **Probability of Failure (PoF)**, definita come segue [100].

Definizione 4 (Acuña's PoF)

$$\mathcal{P}_A(t_f = k) \doteq \mathcal{P}(t_f = k | \mathbf{y}_{1:t}) = \mathcal{P}(F(\mathbf{x}_k) = 1 | \mathbf{y}_{1:t}) \prod_{j=t+1}^{k-1} (1 - \mathcal{P}(F(\mathbf{x}_j) = 1 | \mathbf{y}_{1:t})) \quad (6.9)$$

Dove:

$$\mathcal{P}(F(\mathbf{x}_k) = 1 | \mathbf{y}_{1:t}) = \int_{\mathbb{R}^{n_x}} \mathcal{P}(F(\mathbf{x}_k) = 1) p(\mathbf{x}_k | \mathbf{y}_{1:t}) d\mathbf{x}_k \quad (6.10)$$

Nel *PF*, come visto nel paragrafo 5.2, la marginale $p(x_k | y_{1:t})$ può essere approssimata tramite l'equazione (5.9), di seguito riportata per semplicità espositiva:

$$p(\mathbf{x}_k | \mathbf{y}_{1:t}) \simeq \sum_{i=1}^N \tilde{w}_k^{(i)} \delta(\mathbf{x}_{0:k} - \mathbf{x}_{0:k}^{(i)}) \quad (6.11)$$

⁴In alcuni testi la *RUL* è indicata come **TTF** (*Time To Failure*)

⁵Con la notazione $\mathcal{P}(\cdot = \cdot)$ si indica la *Probability Mass Function (PMF)*, mentre $\mathcal{P}(\cdot \leq \cdot)$ indica la *Cumulative Mass Function (CMF)*, per dettagli su tali funzioni si rimanda a testi specifici [101].

Sostituendo l'espressione (6.11) nella (6.10) si ottiene [102]:

$$\mathcal{P}_A(t_f = k) = \sum_{i=1}^N \mathcal{P}(F(\mathbf{x}_k) = 1) \tilde{w}_k^{(i)} \quad (6.12)$$

Il termine $\mathcal{P}(F(\mathbf{x}_k) = 1)$ prende il nome specifico di *hazard zone*. Per *hazard zone* si intende una pdf delle condizioni di rottura, statisticamente definita sulla base dello storico disponibile riguardante il componente⁶, formalizzando:

Definizione 5 (Hazard Zone)

$$h_f(\mathbf{x}_k) \doteq \mathcal{P}(F(\mathbf{x}_k) = 1) \quad (6.13)$$

La *hazard zone* è caratterizzata da un limite inferiore (H_{lb}) e da un limite superiore (H_{ub}) definiti in base ad un certo grado di confidenza (generalmente 5% e 95% rispettivamente). In funzione di ciò è possibile calcolare la pdf della *RUL* come segue [103]:

$$p_{RUL}(t) = \sum_{i=1}^N p(F(\mathbf{x}_k) = 1, H_{lb}, H_{ub}) \tilde{w}_t^{(i)} \quad (6.14)$$

Tramite la definizione (4) è possibile determinare una variabile che quantifichi il *rischio* di rottura del sistema, esso rappresenta l'obiettivo finale dell'algoritmo di prognostica e può essere così definita [100]:

Definizione 6 (Acuña's Discrete Time Risk of Failure)

$$\mathcal{R}_A(t_f = k | \mathbf{y}_{1:t}) \doteq \mathcal{P}(t_f \leq k | \mathbf{y}_{1:t}) = \sum_{i=t+1}^k \mathcal{P}_A(t_f = i | \mathbf{y}_{1:t}) \quad (6.15)$$

Poiché trattasi di una funzione di ripartizione vale la seguente proprietà [101]:

$$0 \leq \mathcal{R}_A(t_f = k | \mathbf{y}_{1:t}) \leq 1 \quad \forall k \in \mathbb{R} \quad (6.16)$$

⁶Nel caso in esame, in mancanza di dati storici riguardanti la rottura dei componenti, la pdf degenera in una soglia fissa definita in base quanto specificato nel paragrafo 3.1.

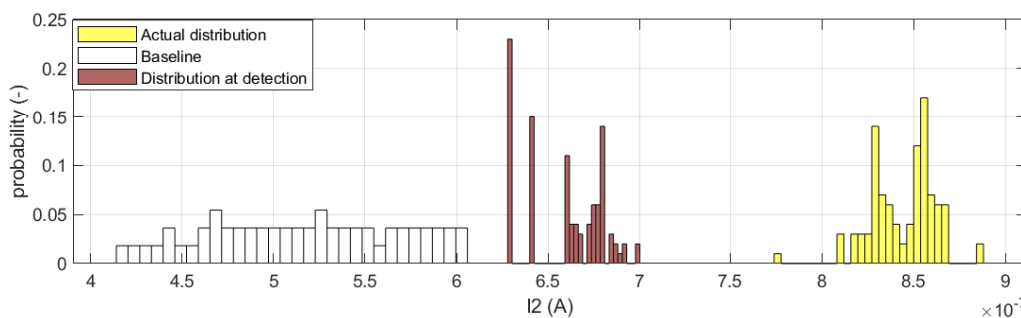
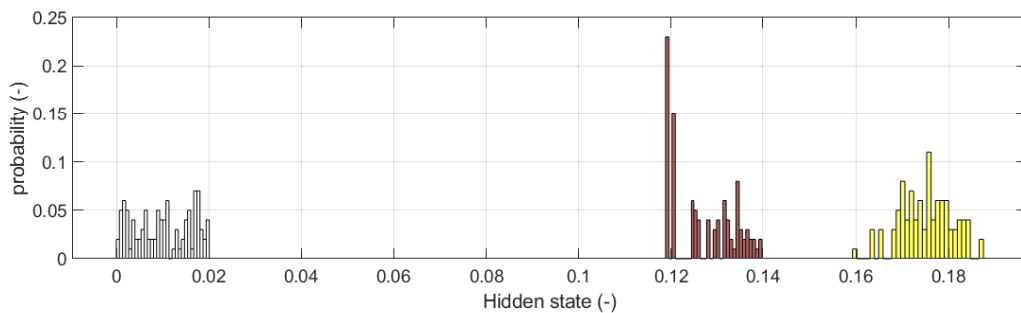
6.2 Risultati

Nel seguito sono riportati i risultati ottenuti per quanto riguarda la predizione della RUL del componente per i due guasti in esame.

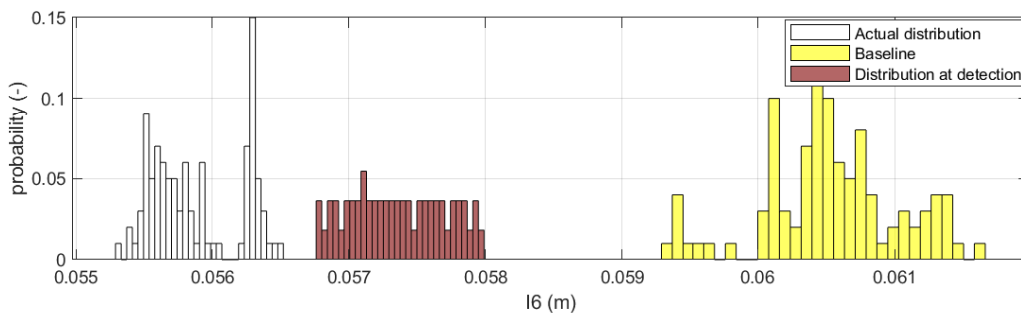
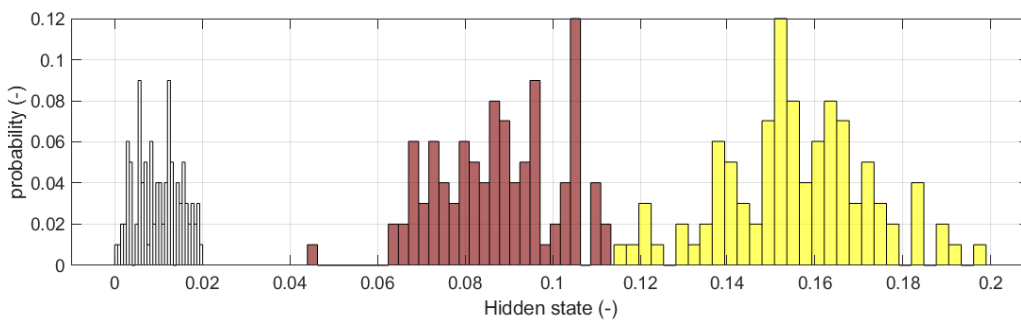
La figura 6.3 mostra la distribuzione dello stato del sistema e della *feature* in condizioni di *baseline*, al momento in cui viene identificato il guasto e per finire nell'istante in cui è effettuata la prognosi.

La figura 6.4 rappresenta il risultato vero e proprio dell'algoritmo di prognostica. Nella prima figura di ciascuna delle due coppie è riportato l'andamento delle particelle: in blu prima del rilevamento del guasto, in verde dopo il rilevamento del guasto, indicato con un tratto rosso (queste particelle riguardano gli stati passati e non previsioni future). L'istante della previsione corrisponde alla fine del tratto in verde, da questo punto in poi vengono riportate le traiettorie delle particelle, calcolate come visto nel paragrafo 6.1. Tre linee in nero individuano altrettanti percentili: 5, 50 e 95%. Analogamente, nella seconda figura di ciascuna delle due coppie è riportato l'andamento della *feature*: fino all'istante della predizione i dati sono ricavati direttamente dai sensori mentre, successivamente, il variare della *feature* è stimato in funzione delle particelle. La RUL è calcolata al raggiungimento della soglia (rappresentata dalla linea orizzontale rossa) da parte dei tre percentili, in ordine crescente si distinguono, rispettivamente, tre differenti istanti per effettuare la manutenzione: *early maintenance*, *advised maintenance*, *late maintenance*.

Infine, in figura 6.5 è riportato la *pdf* della RUL nell'istante in cui è effettuata la predizione e come varia \mathcal{R}_A , calcolata attraverso la (6.15): come visibile essa è proporzionale alla cumulativa della p_{RUL} .

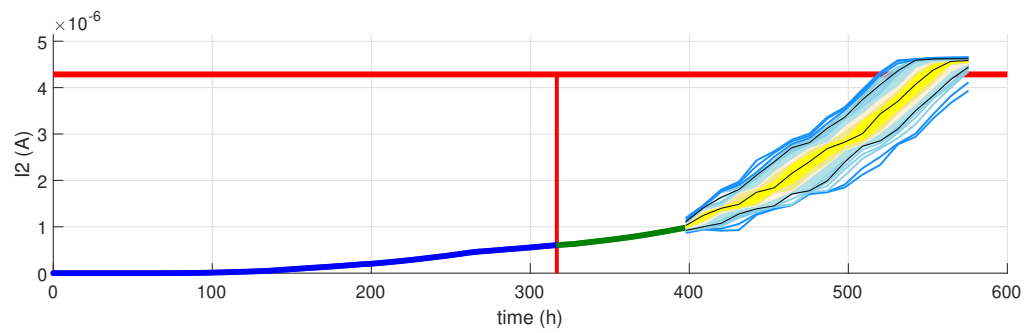
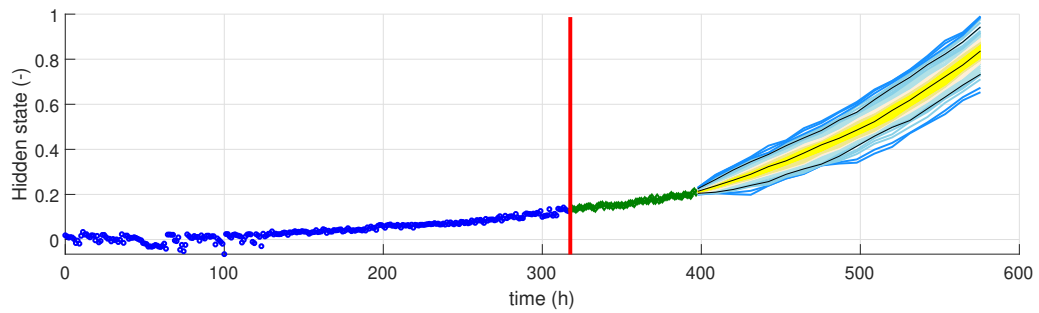


(b) Degradazione molla

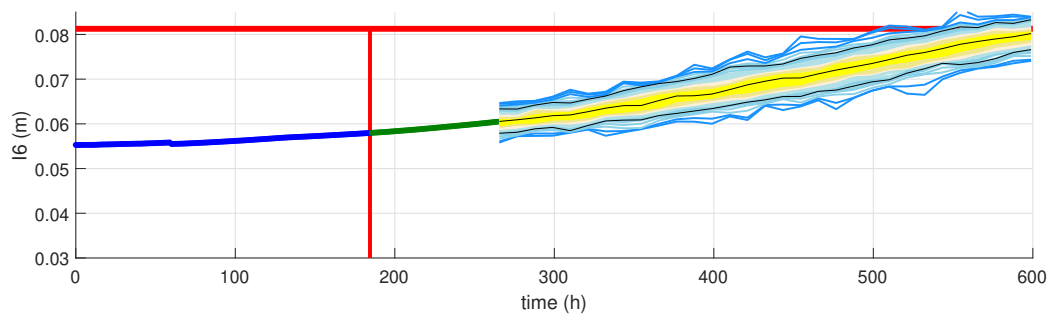
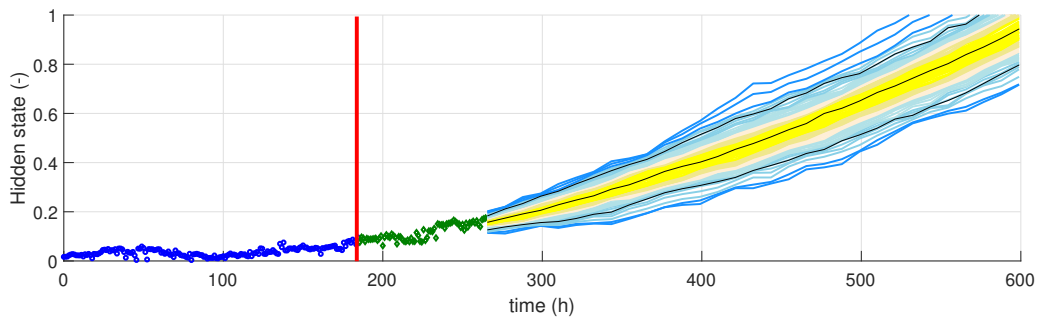


(d) Usura guarnizione

Figura 6.3: Distribuzioni di probabilità

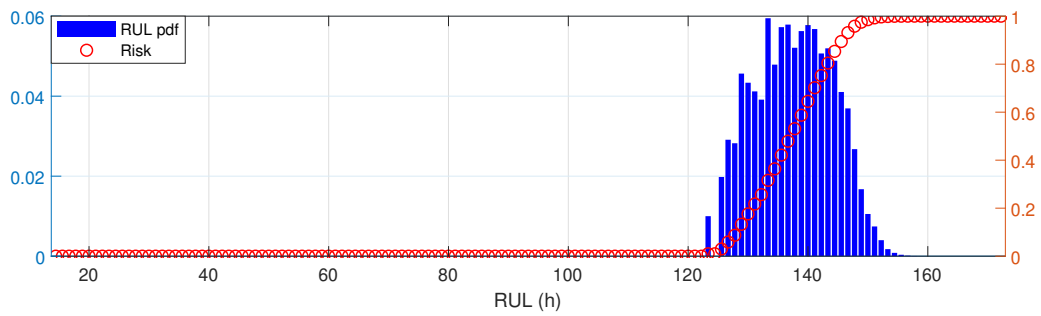


(b) Degradazione molla

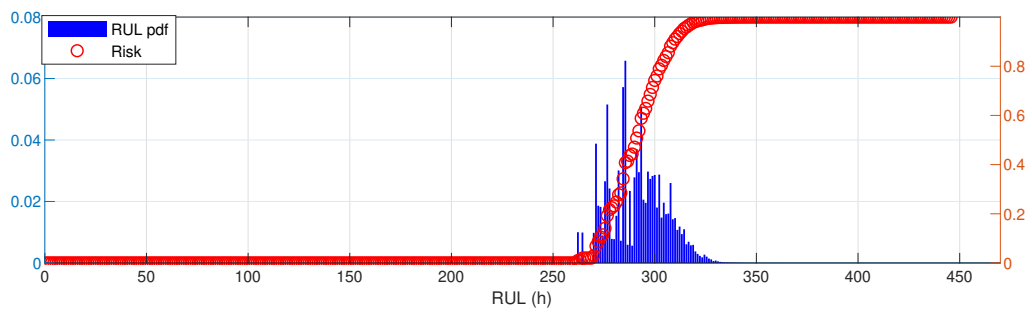


(d) Usura guarnizione

Figura 6.4: Predizione in termini di *feature* ed *hidden state*



(a) Degradazione molla



(b) Usura guarnizione

Figura 6.5: *Risk function e pdf RUL*

6.3 Performance

Un buon sistema di prognostica, non soltanto deve calcolare con precisione e accuratezza la RUL del sistema, ma deve provvedere anche, a specificare con esattezza, il livello di confidenza associato: in assenza di tale informazione il sistema CBM/PHM è pressoché inutilizzabile [97]. Le fonti di incertezza sono numerose, un buon sistema CBM/PHM deve gestire e rappresentare l'incertezza globale allo scopo, peraltro, di valutare le performance dell'algoritmo e dunque poterlo confrontare con altri metodi [104]. Tra le varie metodologie che permettono di definire le performance dell'algoritmo di prognostica, nel proseguo, ci si interessa a:

- $\alpha - \lambda$ accuracy;
- *Relative Accuracy (RA)*;
- *Cumulative Relative Accuracy (CRA)*.

É bene precisare che questi metodi sono adoperabili solamente *offline* e dunque sono utili per la valutazione della bontà dell'algoritmo, mentre, per ridurre o calcolare *online* l'incertezza, è necessario adoperare altre tecniche [105].

6.3.1 $\alpha - \lambda$ accuracy

Il metodo $\alpha - \lambda$ quantifica l'accuratezza del sistema stimando se la predizione cade all'interno di specifici limiti.

Si definisce **tempo adimensionale**:

$$\lambda \doteq \frac{t}{EoL} \quad (6.17)$$

Dunque si traccia un diagramma come quello mostrato in figura 6.6; in tale grafico la retta passante per (1,0) e (0,1) corrisponde ad un'accuratezza del 100% poiché qui si ha che⁷:

$$\begin{aligned} \frac{RUL_p}{EoL} = 1 - \lambda = 1 - \frac{t}{EoL} &\Rightarrow \\ \Rightarrow RUL_p = EoL - t & \end{aligned} \quad (6.18)$$

L'equazione (6.18) è esattamente uguale alla (6.8) sicché necessariamente $RUL_p = RUL$, ovvero la RUL calcolata corrisponde a quella esatta del sistema. In maniera analoga si costruiscono le due rette in giallo di figura 6.6, in tal caso con una accuratezza pari ad

⁷Il pedice "p" nell'espressione RUL_p distingue la RUL calcolata, da quella esatta fornita dall'equazione (6.8).

α (solitamente si pone $\alpha = 20\%$). A questo punto, agli istanti discreti λ , ai quali si è

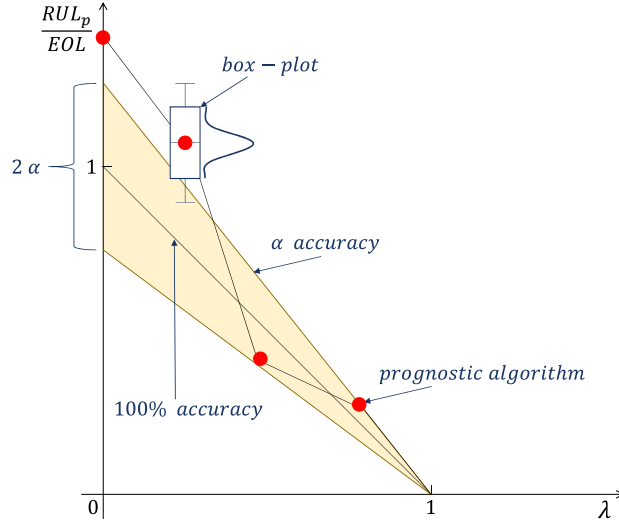


Figura 6.6: $\alpha - \lambda$ accuracy

calcola la *pdf* della RUL_p , si traccia la distribuzione riscalata tramite la EoL e si individua il punto in cui la cumulativa è superiore ad un parametro β appositamente scelto (in tal caso il 50%). I punti ottenuti si riportano sul diagramma come mostrato in figura 6.6 e si considera l'algoritmo sufficientemente accurato se ciascun punto ricade nell'area colorata. In termini più formali, indicando con $r(\lambda) = \frac{RUL_p}{EoL}$ [106]:

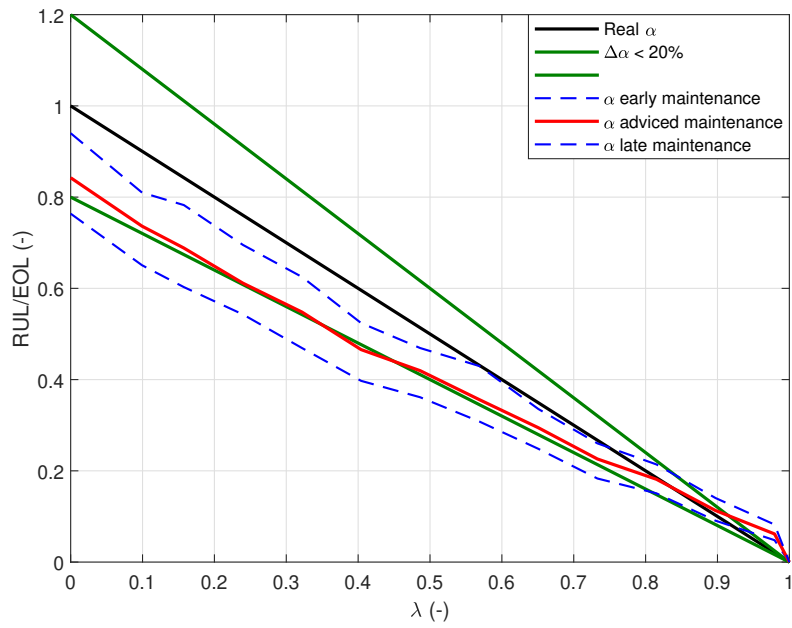
Definizione 7 ($\alpha - \lambda$ accuracy) Si definisce una metrica binaria $\alpha - \lambda$, tale che:

$$\alpha - \lambda \text{ accuracy} \doteq \begin{cases} 1 & \text{se } \pi [r(\lambda)]_{-\alpha}^{+\alpha} \geq \beta \\ 0 & \text{altrimenti} \end{cases} \quad (6.19)$$

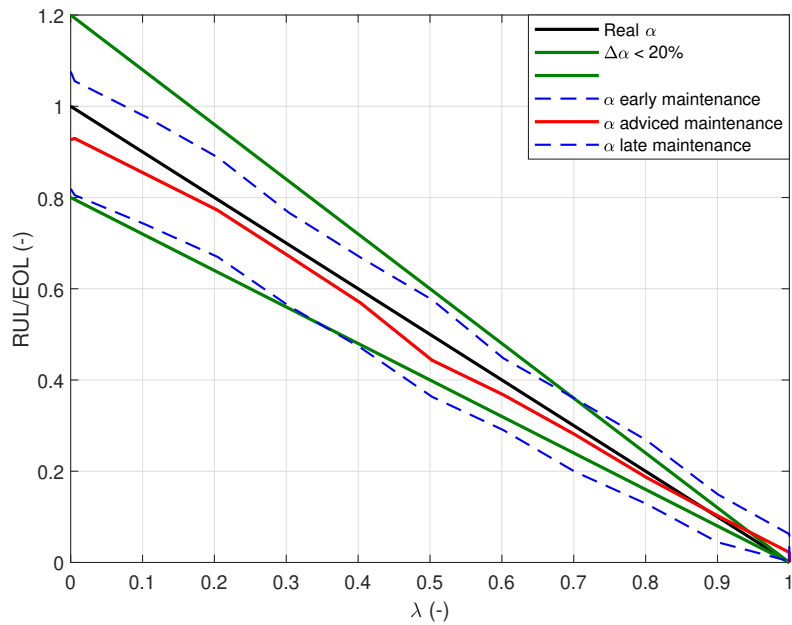
Dove:

$$\pi [r(\lambda)]_{-\alpha}^{+\alpha} = \int_{-\alpha}^{+\alpha} r(\lambda) d\lambda \quad (6.20)$$

In figura 6.7 sono riportati i risultati dell'applicazione del metodo $\alpha - \lambda$: trattandosi di due degradazioni differenti, ma dello stesso algoritmo, si può affermare che il sistema di *CBM/PHM* è più accurato nell'individuazione dell'usura della guarnizione piuttosto che della degradazione della molla, ma che in entrambi i casi la curva rossa si trova all'interno del cono di accettabilità. Le curve tratteggiate di *early maintenance* e *late maintenance* fanno riferimento a valori di β pari, rispettivamente, al 5% e al 95%.



(a) Degradazione molla



(b) Usura guarnizione

Figura 6.7: Risultati $\alpha - \lambda$ accuracy

6.3.2 RA e CRA

L'accuratezza relativa è definita come l'errore percentuale tra la RUL calcolata (RUL_p) ad un certo grado di confidenza (solitamente pari a quello definito dallo $span \pm\alpha$ adoperato in precedenza) e la RUL esatta all'istante λ , ovvero [106]:

Definizione 8 (Relative Accuracy - RA)

$$RA_\lambda \doteq 1 - \frac{|RUL(\lambda) - RUL_p(\lambda)|}{RUL(\lambda)} \quad (6.21)$$

Evidentemente l'equazione (6.21) risulta equivalente sostituendo la RUL con $r(\lambda)$, inoltre:

$$0 \leq RA_\lambda \leq 1 \quad (6.22)$$

Sebbene la RA fornisca un'informazione puntuale ad un tempo specifico, è possibile considerare il comportamento globale dell'algorithmo fino al tempo λ sommando i valori di RA ottenuti, la metrica risultante è la seguente [106]:

Definizione 9 (Cumulative Relative Accuracy - CRA)

$$CRA_\lambda \doteq \frac{1}{|t_\lambda|} \sum_{k \in t_\lambda} w(RUL_k) RA_k \quad (6.23)$$

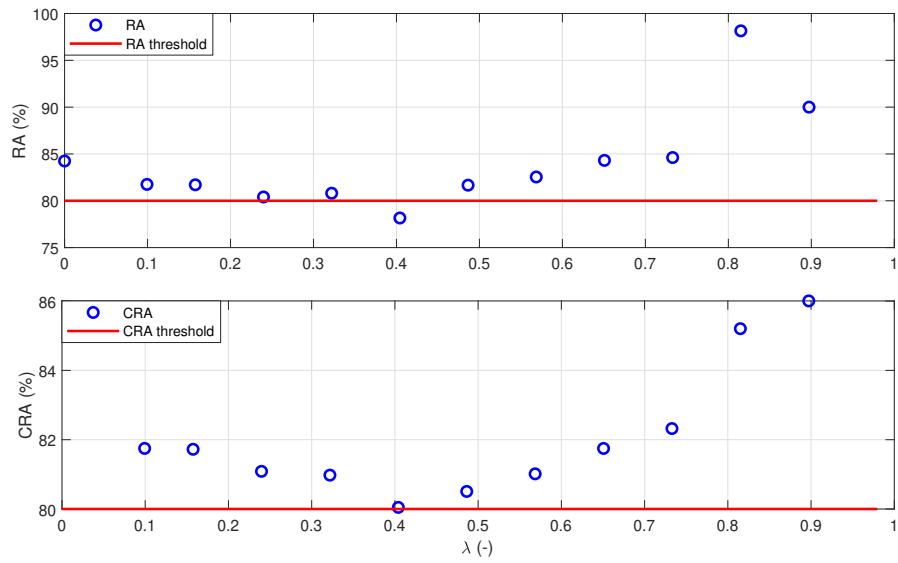
Dove:

$w(RUL_k)$ è un peso opportunamente definito in funzione della RUL ;

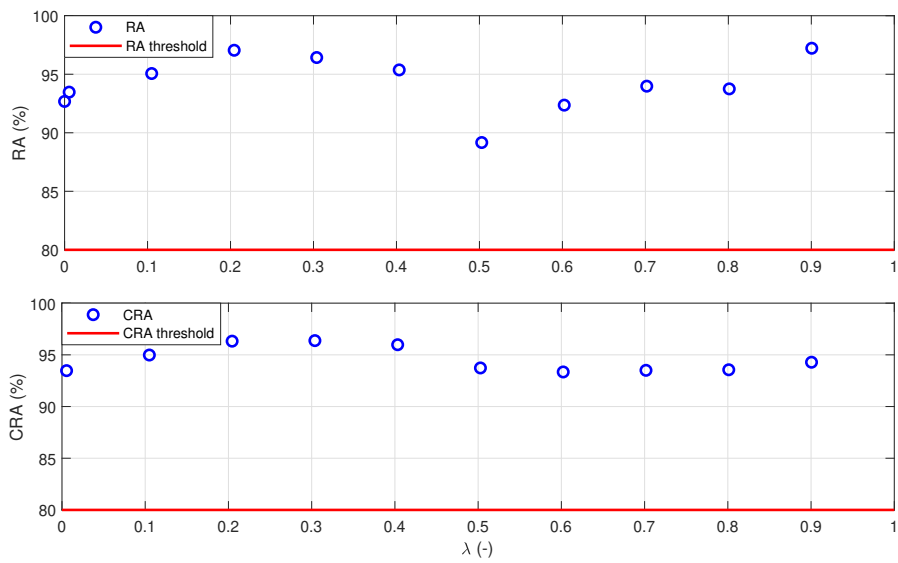
t_λ è l'insieme dei tempi minori uguali di λ , ai quali si sono effettuate le previsioni;

$|t_\lambda|$ è la cardinalità dell'insieme t_λ .

In figura 6.8 sono riportati i risultati relativi al caso in esame, essi confermano quanto ottenuto mediante il metodo $\alpha - \lambda$.



(a) Degradazione molla

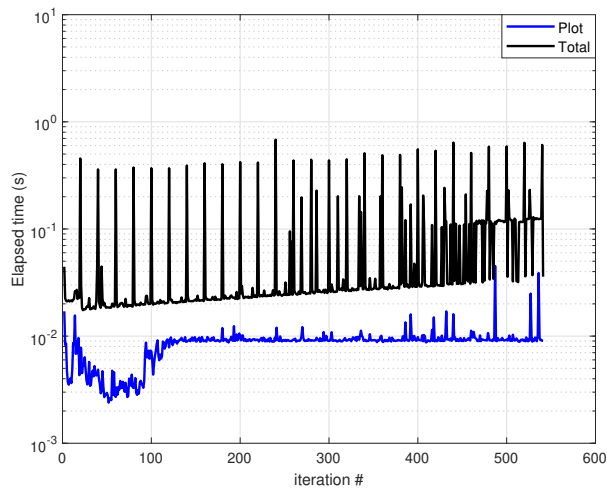


(b) Usura guarnizione

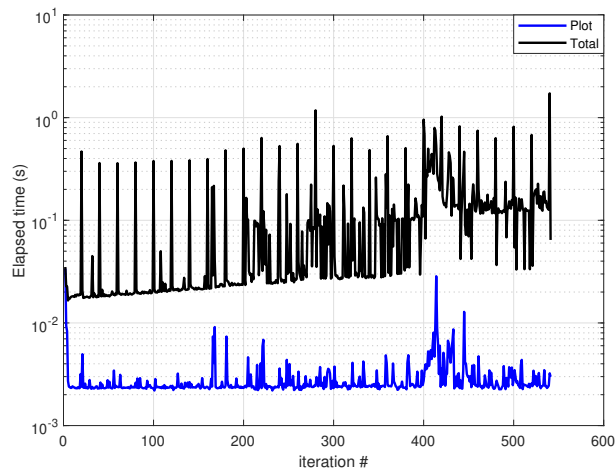
Figura 6.8: RA e CRA

6.4 Tempo di calcolo

In figura 6.9 sono riportati i tempi di calcolo dell'algoritmo per le due degradazioni. In entrambi i casi è possibile notare che il tempo necessario per ciascuna iterazione è inferiore al secondo e che esso è influenzato, in maniera sostanziale, dalla fase di rappresentazione dei risultati. Visto che tale fase non è necessaria *online*, è possibile affermare che il ridotto tempo di calcolo rende il sistema *CBM/PHM* adatto per l'applicazione *real-time* su un componente.



(a) Degradazione molla



(b) Usura guarnizione

Figura 6.9: Tempi di esecuzione dell'algoritmo di prognostica

Capitolo 7

Conclusioni

Lo *SCAS* è un componente critico in operazioni complesse, una sua rottura improvvisa durante il volo comprometterebbe la manovrabilità del velivolo causando l'aborto della missione e costringendo il pilota ad un atterraggio di emergenza. Nonostante la criticità di tale componente e l'abbondanza, in letteratura, di applicazioni *CBM/PHM* a vari elementi di elicotteri, sono limitati gli studi di prognostica in sistemi *SCAS*. Per tale ragione la presente tesi si è sviluppata intorno questa tematica, dimostrandone, infine, la fattibilità.

Tramite un approccio *model-based* è stato possibile, partendo da equazioni fondamentali (*principio di De Saint-Venant*, *MFLE* e *ipotesi di Reye*), l'ottenimento dei modelli di degradazioni relativi a due plausibili guasti dell'attuatore *SCAS*: *fatica nella molla di centraggio* e *usura delle guarnizioni*. L'introduzione di tali degradazioni all'interno del modello *Simulink* del *MRA*, ha permesso la simulazione del sistema in condizioni diverse da quelle nominali e del processo dinamico di deterioramento dalle condizioni nominali fino alla completa rottura del componente. Il modello così arricchito è stato adoperato per lo studio di fattibilità del sistema *CBM/PHM* previa introduzione di una serie di fonti di incertezza e rumore volti a preservare la realistica delle simulazioni successivamente eseguite.

Il primo passo eseguito in termini di realizzazione del sistema di prognostica, concerne la fase di *feature selection*: si è dimostrato che è possibile determinare, dai dati acquisiti dal sistema avionico, varie *feature* ma che, solo alcune di esse rappresentano correttamente lo stato di salute del sistema. Tramite indici di correlazione con il guasto, rumorosità e performance delle *feature*, è stato possibile generare un vettore che rappresenti una statistica sufficiente per le degradazioni. Le *feature* individuate hanno tutte un significato fisico e dunque una giustificata correlazione con i guasti considerati. Esse costituiscono le fondamenta del successivo processo *online* suddiviso nelle fasi di *FDI* e di prognosi; quest'ultima segue una metodologia incentrata sul *particle filter*, algoritmo di cui si sono presentati gli

aspetti principali nel capitolo 5 e 6.

In definitiva, il sistema *CBM/PHM* progettato soddisfa i requisiti preventivamente specificati nel paragrafo 1.3:

- **FDI e Diagnosi:** consente di rilevare l'anomalia e identificare la *severity* del guasto in accordo con lo scopo del processo *FDI*; esso permette anche la distinguibilità della degradazione e dunque la diagnosi, ma tale obiettivo è stato in parte trascurato visto l'esiguo numero di degradazioni esaminate e la loro bassa correlazione.
- **Calcolo della RUL:** consente il calcolo della *RUL* del sistema fornendo differenti valori in funzione del modo di rottura in esame e garantendo, così, il funzionamento sicuro fino alla *EoL* del componente.
- **Calcolo della PoF:** consente il calcolo della *PoF* del sistema e dunque permette di combinare la *RUL* con opportuni indici di confidenza e funzioni di rischio.

Inoltre, lo studio delle performance evidenzia che l'accuratezza e la precisione del sistema *CBM/PHM* rientrano all'interno dei limiti comunemente accettati.

Infine, la misura dei tempi di calcolo garantisce l'applicabilità *real-time* su un componente fisico del sistema progettato.

Vista la novità dei temi trattati e l'audacia che accomuna in generale i temi riguardanti la prognostica, numerosi sono gli ulteriori sviluppi della presente tesi, essi riguardano:

- **Introduzione di ulteriori degradazioni dell'attuatore SCAS** (e.g. incremento del gioco x_{bl}): la progettazione di un sistema *CBM/PHM* risulta, nel suo complesso, un procedimento iterativo; le nuove degradazioni potrebbero sovrapporsi (in termini di correlazione) a quelle fin qui analizzate e complicare il processo di *feature selection*. In tal caso sarebbe necessario modificare il vettore di *feature* e ripercorrere le fasi successive al fine di ricostruire un sistema di prognostica solido e comprendente più guasti; inoltre ciò consentirebbe di approfondire il processo di *fault isolation*.
- **Analisi dei miglioramenti conseguibili tramite sensori aggiuntivi:** sebbene i parametri acquisiti dall'unità del sistema avionico siano limitati, il sistema *CBM/PHM* progettato rispetta i requisiti richiesti. Ciononostante l'introduzione di un sensore di posizione della valvola dell'attuatore *SCAS* o di un sensore differenziale di pressione tra le camere di tale attuatore, potrebbe apportare benefici nel processo di prognosi, in particolare nel caso in cui si introducessero ulteriori degradazioni. È bene osservare che maggiori componenti implica un maggior costo, una minore affidabilità e l'impossibilità di applicare il sistema su attuatori già in uso e privi di tali sensori, perciò nell'analisi è necessario tenere conto di tutti questi aspetti.

- **Analisi dell’impatto economico del sistema:** in questa sede è stata evidenziata la *fattibilità tecnica* del progetto mentre è stato tralasciato l’aspetto *economico*, necessario al completamento dello *studio di fattibilità*. Tra i benefici dell’introduzione della manutenzione predittiva compare anche l’ottimizzazione della gestione dei costi di manutenzione (paragrafo 1.2.2), la quantificazione di tali benefici risulta necessaria al fine di un’applicazione pratica del progetto.
- **Taratura dei modelli di degradazione:** essi si basano su leggi empiriche le cui costanti devono essere tarate sperimentalmente. Per quanto riguarda la legge di Paris (equazione (3.39)), il problema è meno importante poiché le costanti sono più facilmente reperibili in letteratura, mentre l’individuazione della costante di proporzionalità nell’ipotesi di Reye (equazione (3.40)) e conseguentemente della costante che lega il lavoro delle forze di attrito con i coefficienti di trafilamento (equazione (3.50)), è possibile soltanto empiricamente. Tale passo risulta fondamentale nel caso si volesse applicare il sistema *CBM/PHM* ad uno *SCAS* concreto e non più simularne solo un modello, poiché, mentre in questa sede la costante è stata opportunamente scelta in modo da permettere un’agevole simulazione dei fenomeni, nel caso reale il modello di degradazione deve rispettare l’effettiva evoluzione della degradazione.
- **Fase sperimentale:** nella presente tesi è stata messa in luce l’applicabilità del sistema progettato in un *MRA*, prima di un’eventuale fase operativa è necessaria una campagna sperimentale volta a corroborare i risultati ottenuti.

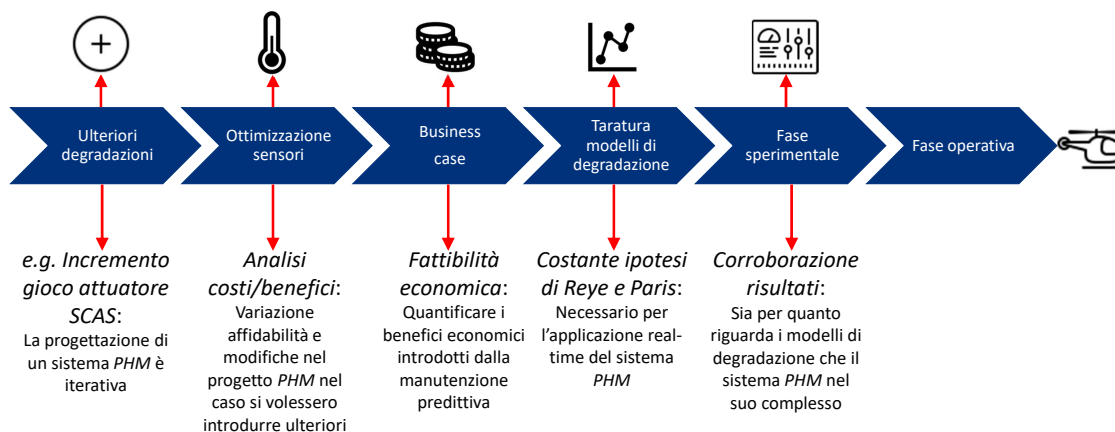


Figura 7.1: Sviluppi futuri

Appendice A

Modello d'attrito

Nel capitolo 2 è stato presentato il modello del servosistema omettendo alcune considerazioni specifiche sull'attrito. La modellazione di questo fenomeno è di precipua importanza; la complessità della fisica coinvolta e la natura non lineare dello stesso, ha condotto all'adozione di formule empiriche per la generazione di un modello appropriato.

Come noto da ormai annosi studi di tribologia l'attrito tra due superfici in cui è interposto uno strato di lubrificante è descrivibile tramite la **curva di Stribeck** [107]. Perciò, l'attrito di contatto tra guarnizioni e cilindro, sia nelle camere degli attuatori che nelle servovalvole del sistema, è stato modellizzato tramite la seguente equazione:

$$F_a = F_{st} \left(1 + a e^{-b |\dot{x}_r|}\right) + \gamma |\dot{x}_r| \quad (\text{A.1})$$

Dove:

a, b sono due coefficienti adimensionali e sperimentali;

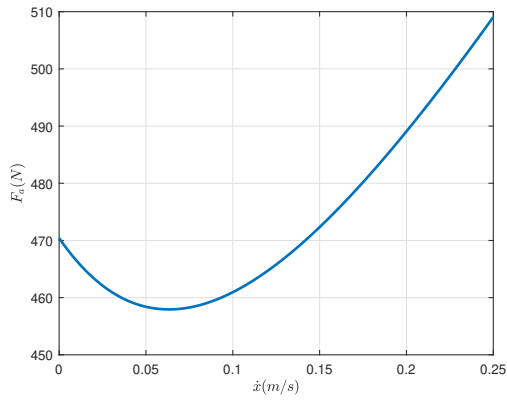
γ è il coefficiente di attrito viscoso ($N \text{ m/s}$);

\dot{x}_r è la velocità relativa tra le parti a contatto (m/s);

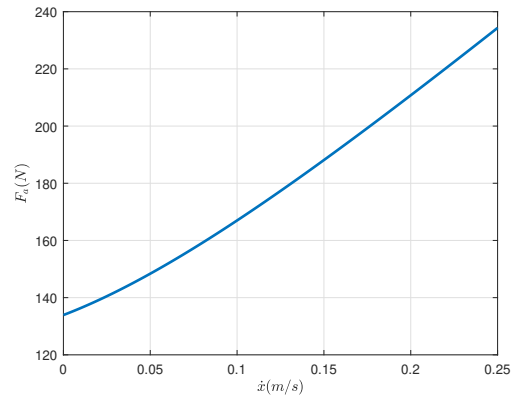
F_{st} è la forza di attrito statico (N).

Quest'ultima è composta da due addendi, entrambi funzione del tipo di guarnizione, ma mentre uno dipende dalla pressione nelle due camere dell'attuatore (o del cassetto), l'altro è legata al precarico della guarnizione realizzato in fase di montaggio.

L'espressione (A.1) produce, perciò, andamenti diversi a seconda se l'attuatore (la valvola) è pressurizzato o meno. In figura A.1 sono riportati gli andamenti delle forze di attrito nel caso dell'attuatore principale: è possibile notare come esse siano molto minori ad attuatore non pressurizzato. Similmente in figura A.2 sono riportate le curve di attrito per l'attuatore SCAS.

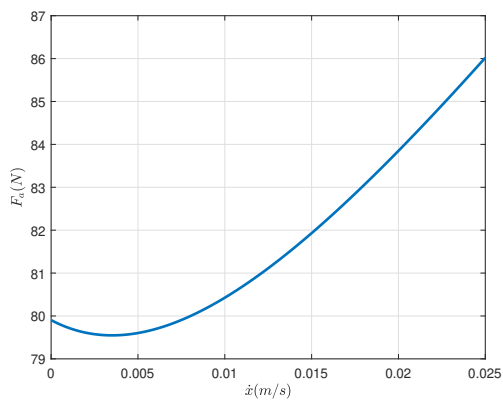


(a) Cilindro pressurizzato

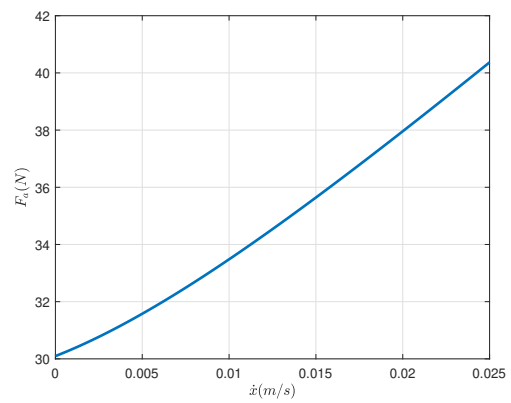


(b) Cilindro non pressurizzato

Figura A.1: Forza di attrito attuatore principale del *MRA*



(a) Cilindro pressurizzato



(b) Cilindro non pressurizzato

Figura A.2: Forza di attrito attuatore *SCAS*

Bibliografia

- [1] Di Giorgio Giovanni (2009), *Teoria del volo dell'elicottero*, ARACNE editrice, Roma, Italia.
- [2] FAA-H-8083-21A (2012), *Helicopter Flying Handbook*, U.S. Department Of Transportation, Federal Aviation Administration, Washington, D.C., U.S.A.
- [3] Viswanath S., Nagarajan R. (2002), "Helicopter hydraulic system", ICAS Congress, Toronto, Canada.
- [4] Magno Paul J. (Giugno 2014), "Understanding Helicopter Automatic Flight Control System", *Helicopter Maintenance Magazine*, Milton, W.I., U.S.A.
- [5] Donald McLean (1990), *Automatic flight control systems*, Prentice Hall, University Press, Cambridge, U.K.
- [6] Kalman Rudolf F. (Marzo 1960), "A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems", *Transactions of the ASME, Ser. D, Journal of Basic Engineering*, pp. 35–45, New York, N.Y., U.S.A.
- [7] Johnson Wayne (1980), *Helicopter Theory*, Princeton University Press, Princeton, N.J., U.S.A.
- [8] Treccani, *Vocabolario Treccani on line*, Istituto della Enciclopedia Italiana, Roma, Italia.
- [9] Vachtsevanos George, Lewis Frank, Roemer Michael, Hess Andrew, Wu Biqing (2006) *Intelligent Fault Diagnosis and Prognosis for Engineering Systems*, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, U.S.A.
- [10] Bonissone P. (2006) *Knowledge and time: a framework for soft computing applications in prognostics and health management (PHM)*, International symposium on evolving fuzzy systems, September, pp. 19–24, Ambleside, U.K.
- [11] NASA (Agosto 1966), *Procedure for Failure Mode, Effets and Criticality Analysis (FMECA)*, National Aeronautics and Space Administration, Apollo Program, Washington, D.C., U.S.A.
- [12] Elattar Hatem M., Elminir Hamdy K., Riad A. M. (2016) *Prognostics: a literature review*, *Complex & Intelligent Systems*, June, Vol. 2, Issue 2, pp. 125–154, Springer, Heidelberg, Germany

-
- [13] Byington C., Roemer M., Galie T. (2002) *Prognostic enhancements to diagnostic systems for improved condition-based maintenance*, IEEE aerospace conference proceedings, March 9–16, Big Sky, M.T., U.S.A.
- [14] Stark D. (2010) *Prognostics and health management (PHM)*, Tutorial material, International Sematech Manufacturing Initiative (ISMI), July 14, Austin, T.X., U.S.A.
- [15] Yan J., Koc M., Lee J. (2004) *A prognostic algorithm for machine performance assessment and its application*, Production Planning & Control, Vol. 15, pp. 796-801, London, U.K.
- [16] Bond L (2008) *Diagnostics and prognostics: state of the art and programs*, International Atomic Energy Agency(IAEA), Tutorial materials, December 10, Buenos Aires, Argentina.
- [17] Revor Mark, Bechhoefer Eric (2004), *Rotor Track and Balance Cost Benefit Analysis and Impact on Operational Availability*, American Helicopter Society 60th Annual Forum, June 7-10, Baltimore, M.D., U.S.A.
- [18] Macaluso Andrea (2016) *Prognostic and Health Management System for Hydraulic Servoactuators for Helicopters Main and Tail Rotor*, 3rd European Conference of the Prognostics and Health Management Society, July 5-8, Bilbao, Spain.
- [19] Autin Sylvain, Socheleau Jérôme, Dellacasa Andrea, De Martin Andrea, Jacazio Giovanni, Vachtsevanos George (2018) *Feasibility Study of a PHM System for Electrohydraulic Servo-actuators for Primary Flight Controls*, Annual Conference of the PHM society, September 24-27, Philadelphia, P.A., U.S.A.
- [20] Jacazio Giovanni, Mornacchi Andrea, Sorli Massimo (2015) *Development of a prognostics and health management system for electrohydraulic servoactuators of primary flight controls*, 5th International Workshop on Aircraft System Technologies AST2015, February 24–25, Hamburg, Germany.
- [21] De Martin Andrea, Jacazio Giovanni, Vachtsevanos George (2017) *Windings Fault Detection and Prognosis in Electro-Mechanical Flight Control Actuators Operating in Active-Active Configuration*, International Journal of Prognostics and Health Management, PHM society.
- [22] De Martin Andrea, Jacazio Giovanni, Vachtsevanos George (2016) *Anomaly detection and prognosis for primary flight control EMAs*, 3rd European Conference of the Prognostics and Health Management Society, July 5-8, Bilbao, Spain.
- [23] Russell Bertrand (1912), *The Problems of Philosophy*, Williams and Norgate, London, U.K.
- [24] IUPAC (1997) *Compendium of Chemical Terminology*, 2nd ed. (the "Gold Book"). Compiled by A. D. McNaught and A. Wilkinson. Blackwell Scientific Publications, Oxford, U.K.

- [25] Totten George E. (1999) *Handbook of Hydraulic Fluid Technology*, Marcel Dekker, Inc., Tarrytown, N.Y., U.S.A.
- [26] N. McCoull and C. Walther (Giugno 1921) "Viscosity Temperature Chart", Lubrication, IEEE.
- [27] Merritt Herbert E. (1967) *Hydraulic Control Systems*, John Wiley & Sons, Inc., New York, N.Y., U.S.A.
- [28] E. L. Wilkinson (1971) *Measurement and Prediction of Gas Solubilities in Liquids*, Ph.D. Thesis, The Pennsylvania State University, U.S.A.
- [29] A. Beerbower (1980) "Estimating the Solubility of Gases in Petroleum and Synthetic Lubricants", ASLE Trans., 23(4), pp. 335-342.
- [30] Rendel D., Allen G. R. (1951) "Air in Hydraulic Transmission Systems", Aircraft Eng., 1951, 23, pp. 337-346.
- [31] Roberson John A., Elger Donald F., Williams Barbara C., Crowe Clayton T. (2006) *Engineering Fluid Mechanics*, John Wiley & Sons, Inc., Pullman, State of Washington, U.S.A. Tenth Edition. Original edition: Engineering fluid mechanics I Roberson John A. and Crowe Clayton T., 1975.
- [32] Darcy Henry (1856) *Les fontaines publiques de la ville de Dijon*, Victor Dalmont, Éditeur, Paris, France.
- [33] Reynolds Osborne (1883) "An experimental investigation of the circumstances which determine whether the motion of water shall be direct or sinuous, and of the law of resistance in parallel channels", Philosophical Transactions of the Royal Society, pp. 935-982, London, U.K.
- [34] Colebrook, F. (1939) "Turbulent Flow in Pipes with Particular Reference to the Transition Region between the Smooth and Rough Pipe Laws", Journal of the Institution of Civil Engineers, vol. 11, pp. 133-156, London, U.K.
- [35] Tritton David J. (1997) *Physical Fluid Dynamics*, Van Nostrand Reinhold Company, New York, N.Y., U.S.A.
- [36] ASHRAE (1985) *ASHRAE Handbook. Fundamentals*, American Society of Heating, Refrigerating, and Air-Conditioning Engineers, Atlanta, Georgia, U.S.A.
- [37] Ziegler John G., Nichols Nathaniel B. (Dicembre 1941) "Optimum Settings for Automatic Controllers", Committee on Industrial Instruments and Regulators of the Process Industries Division, The American Society Of Mechanical Engineers, New York, N. Y., U.S.A.
- [38] Aström Karl J., Hägglund Tore (1995) *PID Controllers: Theory, Design, and Tuning*, International Society for Measurement and Control (ISA), Research Triangle Park, North Carolina, U.S.A.
- [39] Bolzern Paolo, Scattolini Riccardo, Schiavoni Nicola (2015) *Fondamenti di controlli automatici*, McGraw-Hill Education, Milano, Italia

-
- [40] MathWorks® (2019) *Matlab® R2019a. Mathematics*, The MathWorks, Inc., Natick, Massachusetts, U.S.A.
- [41] McCloy D., Martin H.R. (1973) *The Control of Fluid Power*, John Wiley & Sons, New York, NY, U.S.A.
- [42] Wahl A. M. (1963) *Mechanical Springs*, McGraw-Hill, New York, N.Y., U.S.A.
- [43] Shiwaku K., Yamada Y., Koarai J., Kawaguchi Y. "Improvement of fatigue life of valve spring wire by reducing non-metallic inclusions", SAE Transactions, section 3, 1985;94:3.32D43, paper 850364.
- [44] M.T. Todinov (1999) "Maximum principal tensile stress and fatigue crack origin for compression springs", International Journal of Mechanical Sciences 41, pp. 357-370, Elsevier Science Ltd., Oxford, U.K.
- [45] Berry W.R. (1961) *Spring design*, Emmott & Company, London, U.K.
- [46] Hibbeler Russell C. (2011) *Mechanics of Materials*, Eighth edition, Pearson Prentice Hall, Upper Saddle River, N.J., U.S.A.
- [47] Capurso Michele (1998) *Lezioni di scienza delle costruzioni*, Pitagora, Bologna, Italia.
- [48] Shigley Joseph E., Budynas Richard G., Nisbett J. Keith (2015) *Shigley's Mechanical Engineering Design*, Tenth Edition, McGraw-Hill Education, New York, N.Y., U.S.A.
- [49] Cipriano Pidotella, Giampietro Ferrari, Aggradi Delia Pidotella (2012) *Corso di meccanica, macchine ed energia*, Zanichelli, Bologna, Italia.
- [50] Kienzler Reinhold, Herrmann George (1986) "An elementary theory of defective beams", Acta Mechanica, vol.62, pp. 37-46, Springer Verlag, Berlin, Germany.
- [51] Irwin G.R. (1956) "Onset of Fast Crack Propagation in High Strength Steel and Aluminum Alloys", Sagamore Research Conference Proceedings, Vol. 2, pp. 289-305.
- [52] Griffith A.A. (1920) "The Phenomena of Rupture and Flow in Solids", Philosophical Transactions, Series A, Vol. 221, pp. 163-198.
- [53] Irwin G.R. (1948) "Fracture Dynamics", Fracturing of Metals, American Society for Metals, pp. 147-166, Cleveland, O.H., U.S.A.
- [54] Orowan E. (1948) "Fracture and Strength of Solids", Reports on Progress in Physics, Vol. XII, pp. 185.
- [55] Anderson T.L. (2005) *Fracture Mechanics. Fundamentals and Applications*, Third Edition, Taylor & Francis, Boca Raton, F.L., U.S.A.
- [56] Yong Li, Viola Erasmo (2013) *Fracture Mechanics Investigation of Structures with Defects*, Ph.D. Thesis, University of Bologna, Italia.
- [57] Paris P.C., Erdogan, F. (1960) "A Critical Analysis of Crack Propagation Laws", Journal of Basic Engineering, Vol. 85, pp. 528-534.
- [58] Murakami Y. (1992) *The Rainflow Method in Fatigue*, Butterworth-Heinemann, Elsevier, Oxford, U.K.

- [59] ASTM E1049-85(2017) *Standard Practices for Cycle Counting in Fatigue Analysis*, West Conshohocken, PA: ASTM International, 2011, <https://www.astm.org/Standards/E1049.htm>.
- [60] Broek David (1988) *The Practical Use of Fracture Mechanics*, Kluwer Academic Publishers, FracturEsearch Inc., Galena, O.H., U.S.A.
- [61] Marquis G.B., Socie D.F. (2003) "Multiaxial Fatigue", *Comprehensive Structural Integrity*, Vol. 4, Cap. 4.09, pp. 221-250, Elsevier Science, Amsterdam, Netherlands.
- [62] Gross Dietmar, Seelig Thomas (2011) *Fracture Mechanics. With an Introduction to Micromechanics*, Second Edition, Springer, Berlin, Germany.
- [63] Nobile L. (2001) "Mixed Mode Crack Growth in Curved Beams with Radial Edge Crack", *Theoretical and Applied Fracture Mechanics* Vol. 36, 61-72, Elsevier, Bologna, Italia.
- [64] Schott G. (1997) *Werkstoffermüdung – Ermüdungsfestigkeit*, 4th edition, Deutscher Verlag für Grundstoffindustrie, Stuttgart, Germany.
- [65] L. Del Llano-Vizcaya, C. Rubio-González, G. Mesmacque, T. Cervantes-Hernández (2006) "Multiaxial Fatigue and Failure Analysis of Helical Compression Springs", *Engineering Failure Analysis* Vol. 13, pp. 1303–1313, Elsevier Science, Amsterdam, Netherlands.
- [66] Li D.M., Kim K.W., Lee C.S. (1997) "Low Cycle Fatigue Data Evaluation for a High-Strength Spring Steel", *International Journal of Fatigue*, Vol. 19, pp. 607-612, Elsevier Science, Amsterdam, Netherlands.
- [67] Li D.M., Nam W.J., Lee C.S. (1998) "A Strain Energy–Based Approach to the Low-Cycle Fatigue Damage Mechanism in a High-Strength Spring Steel" *Metallurgical and Materials Transactions Acts*, Vol. 29A, pp. 1431-1439, Springer, Berlin, Germany.
- [68] Reye Theodor (1860) *Zur Theorie der Zapfenreibung*, *Der Civilingenieur*, NF-6, pp. 235–255, Freiberg, Germany.
- [69] Archard J.F. (1953) *Contact and rubbing of flat surface*, *Journal of Applied Physics*, Vol. 24, pp. 981-988.
- [70] Villaggio Piero (2001) *Wear of an Elastic Block*, Kluwer Academic Publishers, *Meccanica* 36, pp. 243–249, Pisa, Italia.
- [71] Sheldon M. Ross (2013) *Calcolo delle probabilità*, Terza edizione, Apogeo, Milano, Italia
- [72] U.S. Military Specification *MIL-F-8785C*, 5 November 1980.
- [73] Russell L. Ackoff (1989) "From Data to Wisdom", *Journal of Applied Systems Analysis*, Vol. 16, pp. 3-9, Lancaster, U.K.
- [74] Grosso Luca Actis, De Martin Andrea, Jacazio Giovanni, Sorli Massimo (2012) "Development of data-driven PHM solutions for robot hemming in automotive production lines", *International Journal of Prognostics and Health Management*, PHM society.

-
- [75] Adams Stephen, Meekins Ryan, Beling Peter A., Farinholt Kevin, Brown Nathan, Polter Sherwood, Dong Qing (2017) "A Comparison of Feature Selection and Feature Extraction Techniques for Condition Monitoring of a Hydraulic Actuator", Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society, Vol.8, 2-5 October, St. Petersburg, F.L., U.S.A.
- [76] Roussass George G. (1997) *A Course in Mathematical Statistics*, Second Edition, Academic Press, San Diego, C.A., U.S.A.
- [77] Blum Avrim, Langley Pat (1997) "Selection of relevant features and examples in machine learning", *Artificial intelligence*, Vol. 97, pp.245–271.
- [78] Guyon Isabelle, Elisseeff, André (2003) "An introduction to variable and feature selection", *Journal of machine learning research*, March 3, pp.1157–1182.
- [79] Kullback S., Leibler R.A. (1951) "On information and sufficiency", *Annals of Mathematical Statistics*, Vol. 22, pp. 79–86.
- [80] MacKay David J.C. (2003) *Information Theory, Inference, and Learning Algorithms*, Cambridge University Press, Cambridge, U.K.
- [81] Shin Kihong, Hammond Joseph (2008) *Fundamentals of Signal Processing for Sound and Vibration Engineers*, John Wiley & Sons, Chichester, U.K.
- [82] Fawcett Tom (2006) "An introduction to ROC analysis", *Institute for the Study of Learning and Expertise*, Vol. 27, pp. 861–874 Palo Alto, C.A., U.S.A.
- [83] Bradley Andrew E. (1997) "The Use of the Area Under the Roc Curve in the Evaluation of Machine Learning Algorithms", *Pattern Recognition*, Vol. 30, No. 7, pp. 1145-1159, U.K.
- [84] Gertler Janos J. (1998) *Fault Detection and Diagnosis*, 1st Edition, Marcel Dekker, Inc., New York, N.Y., U.S.A.
- [85] Sharpe Michael (1988) *General Theory of Markov Processes*, Academic Press, Inc., San Diego, C.A., U.S.A.
- [86] Bishop Christopher (2006) *Pattern Recognition and Machine Learning*, Springer Science+Business Media, New York, N.Y., U.S.A.
- [87] Aggarwal Charu C. (2015) *Data Mining: The Textbook*, IBM T.J. Watson Research Center, Yorktown Heights, N.Y., U.S.A.
- [88] Doucet Arnaud, de Freitas Nando, Gordon Neil (2001) *Sequential Monte Carlo Methods in Practice*, Springer Science+Business Media New York, N.Y., U.S.A.
- [89] Kitagawa G. (1987) "Non-Gaussian state-space modeling of non stationary time series", *Journal of the American Statistical Association*, Vol. 82, Issue 400: pp. 1032-1063.
- [90] Anderson B. D., Moore, J. B. (1979) *Optimal Filtering*, Prentice-Hall, New Jersey, U.S.A.

-
- [91] Jazwinski, A. H. (1970) *Stochastic Processes and Filtering Theory*, Academic Press, Vol. 64, Elsevier, Mathematics in Science and Engineering.
- [92] Sorenson H. W., Alspach, D. L. (1971) "Recursive Bayesian estimation using Gaussian sums", *Automatica* Vol. 7, Issue 4, pp. 465-479, Elsevier.
- [93] Orchard Marcos E. (2006) *A Particle Filtering-based Framework for On-line Fault Diagnosis and Failure Prognosis*, Ph.D. Thesis, School of Electrical and Computer Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, G.A., U.S.A.
- [94] Arulampalam M. S., Maskell S., Gordon N., Clapp T. (2002) "A Tutorial on Particle Filters for Online Nonlinear/Non-Gaussian Bayesian Tracking", *IEEE Transactions on Signal Processing*, February, Vol. 50, No. 2.
- [95] Liu J. S., Chen R. (1998) "Sequential Monte Carlo methods for dynamical systems", *J. Amer. Statist. Assoc.*, Vol. 93, pp. 1032-1044.
- [96] N. Bergman (1999) *Recursive Bayesian estimation: Navigation and tracking applications*, Ph.D. Thesis, Linköping Univ., Linköping, Sweden.
- [97] Uckun S., Goebel K., Lucas P. (2008) "Standardizing research methods for prognostics", *International conference on prognostics and health management*, IEEE, pp 1-10, Marriott Tech Center Denver, C.O., U.S.A.
- [98] Orchard Marcos E., Vachtsevanos George J. (2009) "A particle-filtering approach for on-line fault diagnosis and failure prognosis", *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, Vol. 31, Issue 3-4, pp. 221-246.
- [99] Doucet A., Godsill S., Andrieu C. (2000) "On Sequential Monte Carlo sampling methods for Bayesian filtering", *Statistics and Computing*, Vol. 10, No. 3, pp. 197-208.
- [100] Acuña David E., Orchard Marcos E. (2018) "A Theoretically Rigorous Approach to Failure Prognosis", *Proceedings of the Annual Conference of the PHM Society*, 10(1).
- [101] Jacod Jean, Protter Philip (2000) *Probability Essentials*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Germany.
- [102] Acuña1 David E., Orchard Marcos E. (2017) "Particle-filtering-based failure prognosis via sigma-points: Application to Lithium-Ion battery State-of-Charge monitoring", *Elsevier, Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 85, pp. 827-848
- [103] Tang L., Orchard M. E., Goebel K., Vachtsevanos G. (2011) "Novel metrics and methodologies for the verification and validation of prognostic algorithms", *IEEE, Aerospace Conference*, pp. 1-8., Big Sky, M.T., U.S.A.
- [104] Abhinav Saxena, Jose Celaya, Bhaskar Saha, Sankalita Saha, Kai Goebel (2010) "Evaluating prognostics performance for algorithms incorporating uncertainty estimates", *IEEE Aerospace Conference*, pp. 1-11, Big Sky, M.T., U.S.A.
- [105] Orchard M. E., Kacprzyński G., Goebel K., Saha B., Vachtsevanos G. (2009) "Advances in Uncertainty Representation and Management for Particle Filtering Applied to

- Prognostics", Springer, Applications of Intelligent Control to Engineering Systems, pp. 23-35, K. P. Valavanis, Ed. Netherlands.
- [106] Abhinav Saxena, Jose Celaya, Bhaskar Saha, Sankalita Saha, Kai Goebel (2014) "Metrics for Offline Evaluation of Prognostic Performance", International Journal of Prognostics and Health Management, Vol. 1, Issue 1, pp. 2153-2648.
- [107] Stachowiak Gwidon, Batchelor Andrew (2013) *Engineering Tribology*, Fourth Edition, Elsevier, Oxford, U.K.