



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN
INGEGNERIA AEROSPAZIALE

**"Analisi e realizzazione di un sistema basato su sensori
inerziali per la misurazione in volo della forma di un
drone ad ala fissa"**

Relatore: Prof. Pertile Marco

Correlatore: Prof. Picano Francesco

Candidato: Perencin Manfredò

Matricola: 2023813

Anno Accademico: 2022/2023

Alla mia mamma e al mio papà

LISTA DELLE ABBREVIAZIONI

Abbreviazione	Significato
ACC	Air Cargo Challenge
S.d.R	Sistema di Riferimento
IMU	Inertial Measurement Unit
KF	Kalman Filter
EKF	Extended Kalman Filter
FEM	Finite Element Method
MAV	Man-portable Unmanned Air Vehicles
UAV	Unmanned Air Vehicles
GNC	guida, navigazione e controllo
AHRS	Attitude and Heading Reference System
F.F.	Funzione di Forma

ABSTRACT

Sia in fase di progettazione, sia durante la campagna test, risulta molto utile conoscere come un drone ad ala fissa si deforma durante il volo. Tuttavia, tale informazione risulta particolarmente difficile da stimare e misurare. Il seguente studio si pone quindi l'obiettivo di realizzare un sistema di misurazione della deformata di un drone ad ala fissa in volo, con particolare interesse all'ala e al piano di coda.

Attualmente esistono varie soluzioni per rilevare la deformazione di un velivolo, il metodo adottato in questo studio fa uso esclusivamente di molteplici sensori IMU di tipo MEMS a 9 DoF. Un sensore, chiamato "master", è posizionato sul centro di massa del velivolo, il cui scopo è quello di determinare il moto rigido del drone. Altri sensori, chiamati "slave", sono posti sulle strutture di interesse il cui scopo è di rilevare in ogni istante la vera orientazione dei punti in cui sono posti. È quindi possibile ottenere lo scostamento tra la posizione indeformata e quella reale confrontando l'orientazione reale delle strutture, ottenuta dai sensori "slave", con l'ipotetica orientazione indeformata ricavata dal sensore "master".

In una prima fase sono state analizzate le performance dell' algoritmo di stima dell'orientazione dei sensori, basato sul filtro di Kalman esteso. È stato poi necessario simulare il sistema completo per indagare quale fosse il numero minimo di sensori, la loro posizione ottimale, la frequenza di campionamento e le performance minime dei sensori per ottenere dei risultati accurati. Per semplificare la verifica dell'accuratezza del sistema reale, si è scelto di applicare il metodo di misura creato ad un'asta di alluminio i cui comportamenti statici e dinamici sono facilmente simulabili. Perciò i risultati di tali simulazioni sono stati considerati come riferimento e confrontati con le stime del metodo di misurazione creato.

INDICE

List of Abbreviations	ii
Abstract	iii
Indice	vii
1 Progetto LiftUp	1
1.1 Air Cargo Challenge 2022	4
1.2 Vincoli e requisiti sul velivolo	5
1.3 Vincoli sull'apparato propulsivo	6
1.4 Voci valutate nel punteggio	6
2 Sollecitazioni di un velivolo: cenni teorici	9
2.1 Sistemi di riferimento	9
2.1.1 S.d.R. Inerziale F^i	9
2.1.2 S.d.R Velivolo F^v	9
2.1.3 S.d.R Corpo F^b	10
2.1.4 S.d.R di stabilità F^s	10
2.1.5 S.d.R Vento F^w	10
2.2 Dinamica del volo	11
2.2.1 Forze e Momenti	11
2.2.2 Forze gravitazionali	12
2.2.3 Forze aerodinamiche	12
2.2.4 Forze propulsive	14
2.3 Aeroelasticità	14
2.3.1 Statica	14
2.3.2 Flutter	16

3	Perché studiare le sollecitazioni di un velivolo	19
3.1	Parametri aerodinamici fondamentali	19
3.1.1	Angolo d'attacco	19
3.1.2	Diedro alare	20
3.2	Verifica delle analisi strutturale	21
3.3	Verifica analisi aeroelastica	23
3.4	Raccolta dati per progettazioni future	23
3.5	Verifica lontananza da condizioni critiche	24
3.6	Conseguenze da monitorare	24
4	Definizione del problema	26
4.1	Scopo dello studio	26
4.2	Deformazioni e frequenze di oscillazione di KowalSky	27
4.3	Semplificazione del problema: asta di alluminio	27
5	Soluzioni esistenti	29
5.1	Misure di deformazione	29
5.2	Misurazioni ottiche	31
5.3	Misurazioni inerziali	32
5.4	Confronto e scelta	34
6	Principio di funzionamento	36
7	Filtro di Kalman	38
7.1	EKF	39
8	Simulazione FEM	41
8.1	Analisi statica	42
8.2	Analisi modale	44
8.3	Analisi transient	44
9	Metodi di stima della deformata	53
9.1	Interpolazione	53
9.2	Funzione di forma	59
10	Algoritmo di simulazione del sistema di misura	62
10.1	Modello IMU	63

10.2	Algoritmo AHRS	64
11	Ottimizzazione configurazione sistema completo	65
11.1	Parametri di giudizio stima	65
11.2	Stima posizione ottimale sensori	66
11.2.1	Interpolazione	66
11.2.2	Funzione di Forma	67
11.3	Stima del numero minimo di sensori	68
11.3.1	Interpolazione	68
11.3.2	Funzione di Forma	69
11.4	Stima frequenza minima di campionamento	71
11.5	Stima performance minime sensori	73
12	Acquisizione dati	76
12.1	Hardware	77
12.1.1	IMU	77
12.2	Software	80
13	Calcolo performance reali sensori	82
13.1	Calcolo precisione teorica del sistema	85
14	Algoritmo di ricostruzione forma dell'asta	91
14.1	Calibrazione sensori	92
15	FEM vs Stima	94
15.1	Condizione statica	95
15.2	Condizione dinamica	98
16	Rullo vs stima	100
16.1	Set-up test	100
16.2	Calcolo errore	101
17	Conclusione	105
18	Possibili miglioramenti e test futuri	106
18.1	Miglioramenti	106
18.2	Test futuri	107

19 Bibliografia	108
A Appendice A	110
A.1 Scheda tecnica Accelerometro e Giroscopio	110
A.2 Scheda tecnica Magnetometro	111

Capitolo 1

PROGETTO LIFTUP

Con l'obiettivo di dare la possibilità agli studenti di affrontare in prima persona la complessità che si cela dietro la progettazione e costruzione di un velivolo, l'associazione studentesca internazionale EUROAVIA ha dato vita alla competizione Air Cargo Challenge. La competizione nasce nel 2003 a Lisbona e ha una cadenza biennale, l'iscrizione è aperta a gruppi di studenti provenienti da Università europee e non, e durante l'ultima edizione ha raggiunto ben 30 team iscritti. L'obiettivo principale della competizione consiste nella progettazione e costruzione di un drone ad ala fissa radiocontrollato capace di trasportare un carico utile (denominato "payload") lungo un prefissato percorso in volo. Fu proprio con l'ambizione di partecipare a questa competizione che nel 2018 nasce il progetto (o team) Lift UP, il nome è composto dalle parole Lift, in inglese portanza, e UP, acronimo di Università di Padova. Il team Lift UP era composto inizialmente da una decina di studenti principalmente di ingegneria aerospaziale coordinato dal Prof. Francesco Picano, e l'obiettivo che ci si pose fu per l'appunto quello di partecipare alla edizione 2019 della Air Cargo Challenge che si sarebbe tenuta a Stoccarda. Il team si suddivise in 4 divisioni: aerodinamica, meccanica del volo, strutture ed elettronica, inoltre la divisione strutture si suddivise a sua volta nei quattro sottosistemi principali del velivolo, ossia ala, fusoliera, carrello e piano di coda. Il progetto venne finanziato dall'Ateneo e dal Dipartimento di Ingegneria Industriale dell'Università degli Studi di Padova, e ricevette uno spazio all'interno del dipartimento da impiegare come laboratorio per la costruzione dei velivoli sviluppati. I primi passi del team furono quelli di analizzare il materiale multimediale disponibile in rete sulle precedenti edizioni, quindi sono state confrontate le configurazioni adottate dai vari team evidenziandone vantaggi e svantaggi. In aggiunta sono state condotte anche ricerche in rete allo scopo di individuare informazioni tecniche utili alla progettazione quali i punteggi di volo, le tesi accademiche e i siti web dei vari team. Con le informazioni ottenute si è deciso quindi di iniziare con la progettazione e costruzione di un prototipo allo scopo di sviluppare le conoscenze teoriche e pratiche necessarie, il prototipo prese il nome di Tullio. Esso presenta un'ala a pianta rettangolare e adotta il profilo SD7062 costante lungo tutta l'apertura, è dotata di flap nella parte centrale e alettoni alle estremità. La struttura interna

dell'ala è composta da due longheroni tubolari in carbonio e centine in balsa, mentre il mantello è realizzato in balsa ricoperta di tela termoretraibile. Come fusoliera invece è stato impiegato un tubolare in carbonio essendo quest'ultimo facilmente reperibile e in quanto permetteva di variare agevolmente la distanza tra le varie componenti (piano di coda, carrello, ala, motore), aspetto fondamentale per esempio nell'agevolare il corretto posizionamento del baricentro del velivolo. Il payload veniva alloggiato all'interno di un box denominato cargobay posizionato al di sotto dell'ala e realizzato in laminati di legno. Per il carrello d'atterraggio invece è stata scelta una configurazione a bicicletta, quindi un carrello anteriore realizzato in lega Ergal e un ruotino posteriore fisso. Infine è stato scelto un piano di coda a V con stabilizzatore ed equilibratore, la cui struttura interna prevedeva un longherone circolare in alluminio con dei rinforzi in taglio, centine in balsa e un mantello in balsa e tela termoretraibile. A gennaio 2019 è iniziata la costruzione di Tullio ed il primo volo è avvenuto il 20 aprile 2019, i successivi voli hanno permesso di collaudare il velivolo ed evidenziarne le criticità principali. Dall'esperienza acquisita con Tullio, è stato possibile intraprendere la progettazione di un secondo velivolo chiamato Marcoplano destinato a competere alla Air Cargo Challenge 2019. La differenza maggiore rispetto a Tullio è stata l'utilizzo di una fusoliera "blended" al posto di una tubolare, questo per fare in modo che la cargobay, l'elettronica e i servomotori del piano di coda fossero contenuti all'interno della fusoliera piuttosto che esternamente come accadeva per Tullio. Questa scelta è stata consentita dalla elevata modularità di Tullio, grazie la quale è stato possibile individuare il corretto posizionamento dei vari sottosistemi consentendo lo sviluppo di una fusoliera blended in cui la posizione dei sottosistemi è fissata. Dal punto di vista strutturale la fusoliera è composta da un unico mantello in fibra di carbonio e resina epossidica realizzato mediante la tecnica costruttiva VARTM (Vacuum Assisted Resin Transfer Molding). Le superfici aerodinamiche di Marcoplano hanno mantenuto le stesse specifiche di Tullio a seguito dei risultati positivi ottenuti durante i test, tuttavia le strutture interne hanno subito delle modifiche allo scopo di irrigidire l'ala. Ciò è stato fatto impiegando la betulla al posto della balsa per le centine, e introducendo delle flange in carbonio in corrispondenza del longherone principale. Inoltre l'ala è stata dotata di winglet allo scopo di ridurre la resistenza indotta in fase di decollo. Il piano di coda invece è passato da una configurazione stabilizzatore + equilibratore ad una configurazione completamente mobile allo scopo di evitare le difficoltà associate al corretto allineamento dell'incidenza dello stabilizzatore rispetto l'ala. Pertanto anche la struttura interna ha subito delle modifiche allo scopo di permettere la completa rotazione del piano di coda e sono stati introdotti dei correntini "in diagonale" allo scopo di fornire maggiore rigidità torsionale alla struttura. Per quanto riguarda il carrello invece si decise di sostituire il carrello posteriore fisso con uno sterzante azionato da un servomotore, questo allo scopo di garantire maggiore autorità

sull'asse di imbardata durante il decollo. La costruzione di Marcoplano iniziò a maggio 2019 e impiegò circa 2 mesi e mezzo, in seguito iniziò il collaudo del velivolo che terminò alcuni giorni prima della competizione. Quest'ultima si svolse dal 13 al 16 luglio 2019 e il team Lift UP gareggiò con Marcoplano classificandosi all'ottavo posto su trenta team partecipanti, un risultato più che soddisfacente essendo la prima partecipazione alla Air Cargo Challenge. L'edizione successiva della competizione fu programmata per il 2021 a Monaco in Germania, tuttavia a causa della pandemia CoVid-19 venne rimandata al 2022. Nel periodo intercorso tra il termine della Air Cargo Challenge 2019 e l'uscita del regolamento della edizione 2022, il team si è dedicato a diverse attività tra le quali:

- Sviluppo di metodi progettuali più avanzati basati su algoritmi di ottimizzazione, nonché impiego sempre maggiore di simulazioni numeriche quali fluidodinamica computazionale (CFD) e analisi agli elementi finiti (FEM);
- Miglioramento dei processi costruttivi specialmente per quanto riguarda la produzione di laminati in materiale composito;
- Studio di nuovi metodi costruttivi quali per esempio l'impiego dell'additive manufacturing e del taglio del polistirolo a filo caldo;
- Formazione teorica e pratica di nuovi membri entranti nel progetto durante i periodi di reclutamento;
- Instaurazione di nuovi rapporti di sponsorizzazione con aziende locali.

Il regolamento della Air Cargo Challenge 2022 [1] uscì ufficialmente ad agosto 2020, di conseguenza il team Lift UP iniziò fin da subito la progettazione di un nuovo drone per partecipare nuovamente alla competizione. In particolare venne dapprima sviluppato un prototipo, caratterizzato da una configurazione ad elica spingente e un piano di coda a V invertita connesso alla fusoliera da due "booms" (nota come configurazione twin booms). Il drone presenta un'ala a pianta rettangolare nella zona centrale e rastremata alle estremità, è dotata di flap e alettoni e presenta delle winglet per ridurre la resistenza indotta. L'ala ha una struttura interna composta da centine in betulla e un longherone a sezione rettangolare piena la cui anima interna è in poliuretano mentre la pelle circostante in fibra di carbonio. Il mantello invece è realizzato da una struttura sandwich con un'anima in Airex e pelli in fibra di carbonio. La fusoliera è progettata per alloggiare al suo interno il payload utile insieme a tutta l'elettronica del velivolo, ed è realizzata da una monoscocca in Airex e fibra di carbonio. Il carrello invece ha una configurazione a triciclo ed è realizzato sempre

impiegando un sandwich tra un'anima in poliuretano e pelli in fibra di carbonio, mentre le ruote sono realizzate impiegando l'additive manufacturing. Infine il piano di coda è completamente mobile ed ha una struttura sandwich con un'anima interna in XPS e una pelle in fibra di carbonio. La progettazione del prototipo ha impiegato circa 3 mesi, a dicembre 2020 è iniziata la costruzione, tuttavia, fin da subito sono stati accumulati notevoli ritardi a causa delle limitazioni imposte dalla pandemia CoVid-19. La costruzione del drone è terminata più di un anno dopo e il giorno 26 marzo 2022 è avvenuto il primo volo del prototipo, i successivi test hanno permesso di identificare le eventuali criticità e modifiche da apportare al successivo velivolo. A partire da maggio 2022 è iniziata la produzione del velivolo denominato Kowalsky, il quale eredita tutte le caratteristiche del prototipo ad eccezione dell'aggiunta di due pinne laterali in prossimità del piano di coda con lo scopo di incrementare la stabilità longitudinale del drone. Inoltre Kowalsky è il risultato di una ottimizzazione strutturale del prototipo allo scopo di ottenere un velivolo più leggero e quindi in grado di trasportare un payload maggiore. La competizione Air Cargo Challenge 2022 si svolta dal 5 al 9 luglio 2022, e il team Lift UP gareggiò con Kowalsky classificandosi al sesto posto su trenta team partecipanti.

1.1 Air Cargo Challenge 2022

La competizione Air Cargo Challenge 2022 è stata organizzata dall'associazione studentesca internazionale EUROAVIA insieme al team AkaModell Munich e si è svolta a Monaco (Germania) dal 5 al 9 luglio 2022. Il team Lift UP ha partecipato con il drone Kowalsky e si è classificato al sesto posto su trenta team partecipanti. L'edizione 2022 della competizione si pone come obiettivo quello di simulare lo sviluppo di un drone per uno scenario reale di trasporto di beni medici da un punto ad un altro in condizioni di emergenza quali per esempio in seguito a calamità naturali. Il bene medico da trasportare in questo caso sono delle sacche da trasfusione; perciò, l'obiettivo è quello di trasportarne quante più possibile e il più distante possibile in un tempo limitato. Nello specifico la competizione di volo è composta come segue:

- Decollo dalla pista in erba entro 60m;
- Fase di salita per 60 secondi, al termine viene registrata la quota raggiunta;
- Fase di volo libero della durata di 120 secondi, al termine viene registrata la distanza percorsa;
- Atterraggio all'interno dei limiti della pista e in condizioni di sicurezza, ossia senza il distacco di alcun componente dal velivolo.

L'obiettivo della competizione è naturalmente quello di ottenere il punteggio più elevato possibile nelle performance di volo e ciò richiede lo sviluppo di un velivolo particolarmente performante. Tuttavia, la performance di volo non è l'unico aspetto valutato ai fini del punteggio globale, ma vengono anche valutati una serie di documenti e un contenuto multimediale sviluppati dal team. È chiaro quindi che per ottenere il miglior punteggio globale possibile è necessario partire dall'analisi del regolamento della competizione allo scopo di comprendere quali sono i vincoli imposti e in che modo vengono assegnati i punteggi.

1.2 Vincoli e requisiti sul velivolo

Dall'analisi del regolamento della Air Cargo Challenge 2022 [1] emergono una serie di requisiti: il velivolo deve essere radiocontrollato e deve produrre portanza tramite delle superfici aerodinamiche fisse; perciò, deve essere un drone ad ala fissa. Il velivolo deve prevedere un alloggio per il payload costituito da sacche per trasfusione riempite di acqua e amido, le sacche devono essere assicurate in un'unica posizione e hanno una massa di 100g, 200g o 300g. Per minimizzare lo sloshing prodotto dalle sacche viene suggerito di posizionarle il più possibile vicino al baricentro del velivolo. Le sacche devono essere caricate nel velivolo prima del volo e rimosse al termine in tempi brevi; infatti, il tempo di caricamento e scaricamento delle sacche viene cronometrato e costituisce ad una voce del punteggio. Al fine di permettere un agevole trasporto, il velivolo deve essere interamente contenuto all'interno di un box rettangolare di dimensioni massime pari a $1100 \times 400 \times 250 \text{ mm}^3$, a tal scopo il velivolo può essere smontabile. In aggiunta il velivolo nella configurazione pronta al decollo deve essere interamente contenuto all'interno di un rombo avente lati lunghi 1.5 m e angoli tra i lati a libera scelta, mentre l'altezza massima del velivolo deve essere inferiore a 0.5 m. È necessario prevedere un box quadrato sulla faccia superiore del velivolo per l'alloggiamento del sistema di misura (che comprende GPS e trasmettente) fornito dagli organizzatori per l'acquisizione dei dati di volo. Tale box deve assicurare una buona visibilità del cielo e deve prevedere due dadi M3 per il fissaggio secondo le misure riportate nel regolamento. La produzione del velivolo deve avvenire per quanto possibile da parte del team e non da aziende esterne, in quanto l'obiettivo della competizione è quello di far sperimentare la complessità del processo di design e produzione di un velivolo. Dovranno quindi essere consegnate evidenze di ciò sotto forma di un contenuto multimediale in cui compaiano anche i membri del team ufficialmente iscritto alla competizione. Prima di ogni volo è necessario svolgere un test statico del velivolo a terra con il payload all'interno, in modo da verificare la capacità di sostenere le condizioni di carico previste in volo. In particolare, il test consiste nel sollevamento del velivolo dalle estremità

alari da parte di massimo 2 membri, simulando in questo modo una condizione di carico verticale di circa 2.5g.

1.3 Vincoli sull'apparato propulsivo

Tutta l'elettronica impiegata nel velivolo deve essere di tipo commerciale e non modificata in quanto è necessario garantirne la completa affidabilità. Per assicurare equità tra i vari team, viene imposto l'utilizzo dello stesso modello di motore elettrico brushless, ossia l'AXI 2826/10 V2 e può esserne impiegato solamente uno. Il motore deve essere connesso ad un ESC (Electronic Speed Control) avente una corrente costante massima supportata non inferiore a 30A, per evitare surriscaldamento e conseguente spegnimento della stessa in volo. L'alimentazione può essere fornita tramite batterie LiPo, LiIo o LiFe, aventi al massimo 3 celle in serie (per una tensione massima di 12.6V) e una corrente di scarica minima di 30A. La capacità della batteria può essere scelta dal team e deve essere sufficiente per svolgere il percorso in volo ed eventualmente permettere un secondo tentativo di decollo o atterraggio nel caso in cui il primo non vada a buon fine. Per quanto riguarda l'elica, è permesso l'utilizzo di una sola elica che deve avere un rapporto di trasmissione 1:1 rispetto il motore, sempre per motivi di standardizzazione è permessa la scelta tra i seguenti due modelli:

- APC-E 10x6E
- Aeronaut CAM Carbon Light 10x6

Il pilotaggio del velivolo deve avvenire a vista mediante un controllo via radio sfruttando un sistema a 2.4GHz, la ricevente a bordo del velivolo deve essere alimentata da una batteria autonoma con una capacità minima di 600mAh (non sono permessi sistemi BEC, Battery Eliminating Circuit). Qualunque autopilota o sistema di bordo in grado di muovere in autonomia superfici di controllo è proibito.

1.4 Voci valutate nel punteggio

Come già anticipato la performance di volo non è l'unico aspetto valutato ma è necessario produrre e consegnare anche una serie di documenti e un contenuto multimediale. Tutto questo allo scopo di valutare ulteriori aspetti del progetto quali: il processo ingegneristico impiegato nello sviluppo del velivolo, le caratteristiche distintive del design, l'esperienza acquisita e le difficoltà incontrate durante la costruzione e altri aspetti. Tali consegne vengono valutate da una giuria composta da organizzatori, professori universitari e rappresentanti dell'industria, e costituiscono parte del

punteggio complessivo ottenuto dal team. Più nel dettaglio i contenuti da presentare sono di seguito elencati e descritti:

1. Report preliminare: questo documento consiste in una sintesi dello stato di progettazione e costruzione del velivolo nonché di come è organizzato il team, e viene consegnato diversi mesi prima della competizione agli organizzatori allo scopo di fornire un aggiornamento sullo stato dei lavori del team.
2. Report tecnico: questo documento deve riassumere in 30 pagine al massimo il processo di progettazione del velivolo fino al raggiungimento del design finale di dettaglio. Il report tecnico deve trattare al suo interno diversi aspetti tra cui: gestione del progetto (organizzativa, finanziaria, time schedule), design aerodinamico e strutturale, previsione del payload trasportato, outlook, etc.
3. Disegni tecnici: è necessario consegnare 4 disegni tecnici dettagliati del velivolo in formato A3, il primo consiste in un disegno 3 a viste secondo la proiezione Europea, il secondo è una vista isometrica del velivolo, il terzo deve riportare una vista di dettaglio del posizionamento del payload e della ricevente sul velivolo, infine il quarto disegno è a libera scelta.
4. Presentazione video: consiste in un video di 15 minuti massimo che ha lo scopo di condividere l'esperienza acquisita dal team durante l'anno della competizione, inoltre deve contenere una prova di volo che dimostri che il velivolo abbia già volato con successo prima della competizione. Il video viene valutato in base alla chiarezza delle informazioni, l'articolazione, accentuazione di caratteristiche distintive nel design, difficoltà incontrate durante il progetto, metodi costruttivi utilizzati, etc.
5. Poster: deve essere in formato A0, e deve contenere le informazioni principali del team (nome, numero squadra, nazionalità, logo università), e un rendering del velivolo insieme ai suoi dati tecnici e caratteristiche principali. Per quanto riguarda la valutazione dei contenuti, il punteggio massimo attribuibile per il report tecnico è di 200 punti, per il disegni tecnici è di 50 punti mentre per la presentazione video è di 100 punti. La mancata consegna di qualunque dei 5 contenuti descritti comporta una penalità sul punteggio complessivo del team.

Team No.	Team Name	City	Country	Total Score	Flight Score	Report	Drawings	Video	Panalties
13	ADDI	Aachen	Germany	1540	1243	178	46	75	2,0
12	AeroUD	Udine	Italy	1508	1196	172	46	94	0,0
16	AkaModell	Stuttgart	Germany	1306	1059	175	48	60	36,6
19	Xtra2	Valencia	Spain	1207	926	170	46	65	0,0
5	Chicken Wings BUT	Brno	Czech	1186	904	152	45	90	4,2
14	LiftUP	Padova	Italy	1185	878	181	46	100	20,0
18	Chicken Wings CTU	Prague	Czech	1142	889	143	47	70	7,1
21	JetStream	Wroclaw	Poland	1111	866	146	42	75	18,0
10	ASAT	Thessaloniki	Greece	1047	825	165	40	78	61,2
6	Olissipo	Lisboa	Portugal	1033	739	175	46	88	14,8
23	U-Fly	Querétaro	Mexico	914	654	176	47	58	21,2
22	Icarus PoliTD	Torino	Italy	879	654	107	41	78	1,0
25	AeroUBI	Covilhã	Portugal	853	587	162	43	62	1,1
20	HUSZ Falcons	Zagreb	Croatia	798	704	134	39	81	160,3
7	Beoavia	Belgrad	Serbia	725	501	152	42	30	0,0
27	Leaning	Pisa	Italy	566	385	84	42	55	0,0
28	Tophane Aygök	Bursa	Turkey	464	300	104	34	30	4,8
11	ITU Sky-UAV	Istanbul	Turkey	391	349	135	26	42	161,5
1	Trencalos	Barcelona	Spain	378	132	147	44	56	0,8
15	Albatros	Tampere	Finland	285	162	54	25	58	14,1
2	UVigo Aerotech	Ourense	Spain	216	0	95	48	78	4,9
29	WUT	Warsaw	Poland	204	0	126	38	52	11,6
3	THU AIR	Beijing	China	163	0	146	38	48	68,8
26	HAWings	Hamburg	Germany	137	27	67	16	32	5,3
9	HERMES	Athens	Greece	7	0	108	39	0	140,0
24	Locreum	Cadiz	Spain	2	36	56	12	50	151,9

Figura 1.1: Classifica finale ACC22

Capitolo 2

SOLLECITAZIONI DI UN VELIVOLO: CENNI TEORICI

2.1 Sistemi di riferimento

Per derivare il comportamento dinamico e l'orientazione di un UAV è necessario definire una serie di sistemi di riferimento. In questo capitolo verranno presentati il s.d.r. Inerziale, il s.d.r. Corpo e il s.d.r. Vento. Gli angoli di rotazione che definiscono la posizione relativa tra il sistema Corpo e Vento sono l'angolo d'attacco α e l'angolo di sideslip β . In tutti i successivi capitoli verrà considerata valida l'approssimazione di considerare che la terra non ruoti su se stessa.

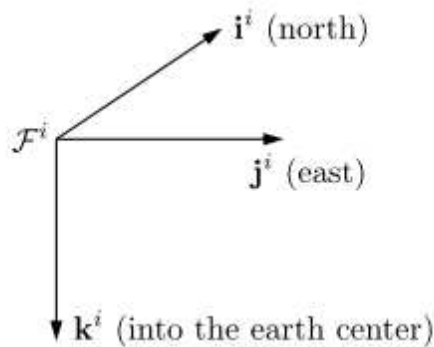


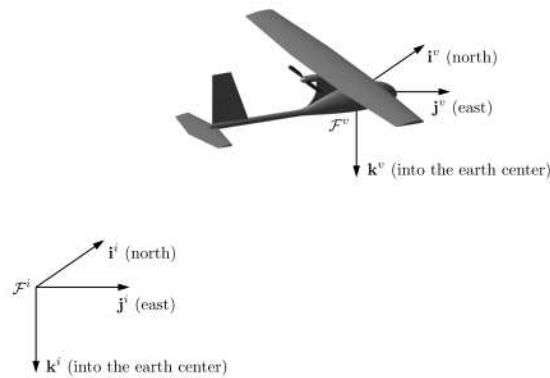
Figura 2.1: S.d.r. Inerziale F^i

2.1.1 S.d.R. Inerziale F^i

Il sistema di riferimento inerziale è fisso rispetto alla terra con l'origine su un punto arbitrario della superficie terrestre. L'asse i^i punta verso il nord, l'asse j^i è allineato a est e di conseguenza il terzo asse k^i chiude la terna puntando al centro della terra.

2.1.2 S.d.R. Velivolo F^v

L'origine degli assi corrispondono al centro di massa del velivolo mentre la loro orientazione è analoga al sistema inerziale.

Figura 2.2: S.d.R. Velivolo F^v

2.1.3 S.d.R Corpo F^b

Questo s.d.r è ottenuto effettuando tre rotazione consecutive a partire dal sistema velivolo F^v rispettivamente attorno gli assi k , j e i di un valore pari all'angolo di rotta ψ , di beccheggio θ e di rollio ϕ . Gli angoli ψ , θ e ϕ sono chiamati anche angoli di Eulero. I sistemi di riferimento intermedi ottenuti dopo la prima e la seconda rotazione sono indicati come F^{v1} e F^{v2} . Gli angoli di Eulero sono spesso utilizzati in quanto forniscono un'informazione intuitiva sull'orientazione del corpo. La sequenza ψ - θ - ϕ è la più diffusa ma è solo una delle possibili. L'aspetto negativo degli angoli di Eulero è il cosiddetto "Gimbal Lock", ossia la singolarità ottenuta quando $\theta = \pm 90$ deg in cui l'angolo di rotta non è definibile. Un'alternativa molto diffusa sono i quaternioni i quali non sono soggetti a singolarità e sono più facilmente computabili.

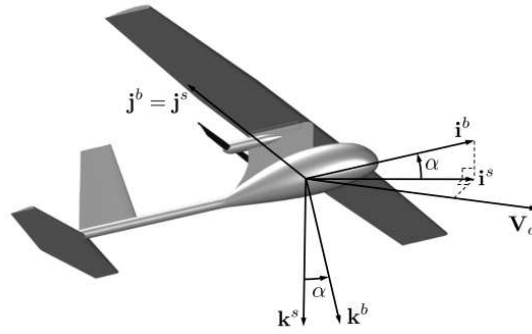
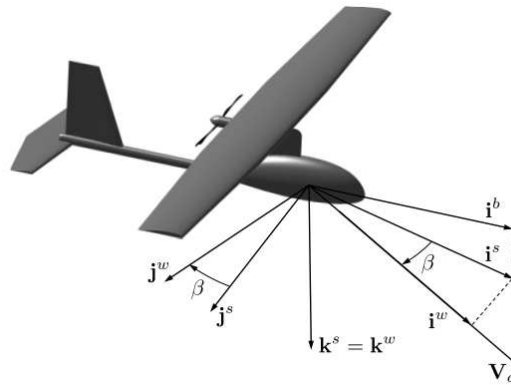
2.1.4 S.d.R di stabilità F^s

Per generare portanza positiva l'ala del MAV deve avere un angolo positivo rispetto al vettore della velocità dell'aria V_a . Quest'angolo è chiamato angolo d'attacco α . Nel s.d.r. di stabilità l'asse i^s è allineato con la proiezione di V_a sul piano i^b - k^b . Di conseguenza, tale s.d.r. è ottenuto effettuando una rotazione pari ad α attorno ad j^b .

2.1.5 S.d.R Vento F^w

L'angolo tra il vettore V_a e il piano i^b - k^b è chiamato angolo di imbardata β . Il s.d.r vento F^w è ottenuto ruotando di un angolo pari a β attorno all'asse k^s di conseguenza il vettore V_a è allineato con l'asse i^s . La matrice di rotazione complessiva dal s.d.r corpo a quello vento è la seguente:

$$\begin{aligned}
\mathcal{R}_b^w(\alpha, \beta) &= \mathcal{R}_s^w(\beta) \mathcal{R}_b^s(\alpha) \\
&= \begin{pmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix} \\
&= \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \alpha & \sin \beta & \cos \beta \sin \alpha \\ -\sin \beta \cos \alpha & \cos \beta & -\sin \beta \sin \alpha \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix}.
\end{aligned}$$

Figura 2.3: S.d.r di stabilità F^S Figura 2.4: S.d.r Vento F^W

2.2 Dinamica del volo

2.2.1 Forze e Momenti

In questo capitolo verranno illustrate le forze e i momenti che agiscono su un MAV generico. Tali interazioni verranno suddivise in tre categorie: gravitazionali (g), aerodinamiche (a) e propulsive (p).

$$f = f_g + f_a + f_p$$

$$m = m_a + m_p$$

Dove f è la forza totale che agisce sul velivolo mentre m è il momento complessivo.

2.2.2 Forze gravitazionali

L'effetto del campo gravitazionale può essere modellato come una forza proporzionale alla massa agente sul centro di massa. Tale forza è allineata con l'asse k^i e ha modulo pari alla massa per la costante gravitazionale g . Sarà poi necessario utilizzare la forza peso in coordinate corpo perciò è necessario moltiplicare il vettore peso per la matrice di rotazione R_{v2b} .

$$\begin{aligned} f_g^b &= R_{v2b} f_g^v = \\ &= \begin{pmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \end{aligned}$$

Agendo sul centro di massa non sarà presente alcun momento dovuto alla forza gravitazionale.

2.2.3 Forze aerodinamiche

Nel momento in cui un velivolo si muove attraverso una massa d'aria si genera un campo di pressione attorno al corpo il quale dipende da diversi fattori che rendono complesso cercare di calcolarlo istante per istante. Per semplificare il problema l'approccio utilizzato è quello di rappresentare l'effetto del campo attraverso forze e momenti. Considerando il piano longitudinale

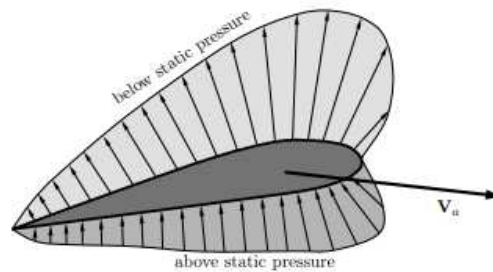


Figura 2.5: Campo di pressione attorno un profilo alare

(i^b-k^b), l'effetto della pressione può essere modellato con una forza di portanza, una forza di drag e un momento. Le due forze si considerano applicate nel centro aerodinamico, ossia il quarto di corda. La portanza, il drag e il momento sono espressi secondo le relazioni:

$$F_{lift} = 1/2 \rho V_a^2 S C_L \quad (2.1)$$

$$F_{drag} = 1/2 \rho V_a^2 S C_D \quad (2.2)$$

$$m = 1/2 \rho V_a^2 S c C_m \quad (2.3)$$

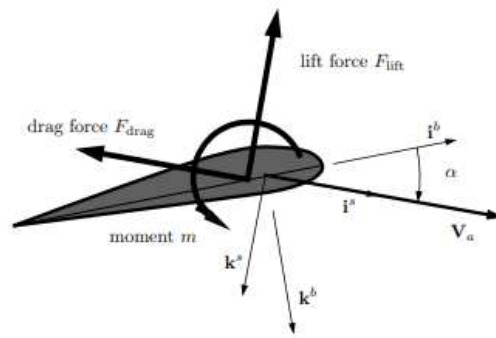


Figura 2.6: Portanza, drag e momento generati dal campo di pressione

dove C_L , C_D e C_m sono i coefficienti adimensionali, S è la superficie alare e c è la corda media. Per le velocità relative a velivoli di piccole dimensioni, l'effetto del numero di Mach e di Reynolds sono considerabili costanti. È uso comune scomporre le forze aerodinamiche in longitudinali e laterali. Quest'ultime sono relative alle forze in direzione j^b e i momenti attorno a i^b e k^b . Le interazioni longitudinali includono le forze lungo i^b e k^b che quindi appartengono al piano di beccheggio. I momenti longitudinali sono quelli attorno a j^b .

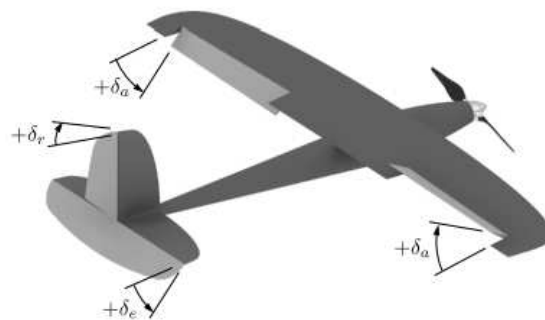


Figura 2.7: Superfici di controllo di una configurazione standard

Superfici di controllo

Le superfici di controllo sono usate per modificare le forze e i momenti aerodinamici con lo scopo di compiere una manovra o mantenere un assetto. In una configurazione standard sono presenti alettoni, timone ed elevatore. L'angolo di deflessione è denominato con la lettera δ . Un'altra configurazione spesso presente nei MAV è chiamata v-tail. In questo caso i due piani di coda sono posti simmetricamente rispetto al piano longitudinale e inclinati di un certo angolo. Azionando le loro superfici mobili in maniera simmetrica si ha lo stesso effetto dell'elevatore, in caso contrario agiscono come un timone.

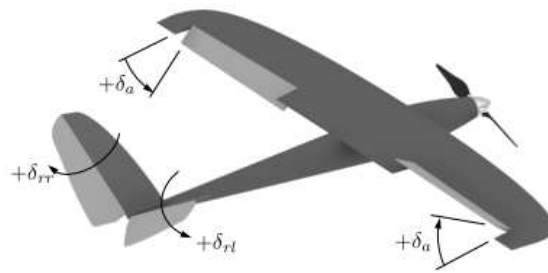


Figura 2.8: Superfici di controllo di una configurazione v-tail

2.2.4 Forze propulsive

Considerando un velivolo ad elica, la rotazione di quest'ultima ha la conseguenza di generare una spinta idealmente allineata con l'asse di rotazione. Tuttavia, tale rotazione, assieme anche a quella del motore, causa anche un momento torsionale attorno all'asse di rotazione. Ai fini di questo studio, gli effetti delle forze propulsive vengono trascurati e quindi non verranno ulteriormente approfonditi.

2.3 Aeroelasticità

2.3.1 Statica

L'aeroelasticità statica è lo studio della deformazione delle strutture di un velivolo sotto l'effetto dei carichi aerodinamici. Considerando le forze e i momenti agenti sull'ala come dipendenti solamente dall'angolo d'attacco, questi carichi inducono una flessione e una torsione dell'ala che a loro volta causano una variazione dell'angolo d'attacco finché non viene raggiunta una condizione d'equilibrio statica. In altre parole, i carichi aerodinamici dell'ala e la sua deformazione sono mutualmente dipendenti.

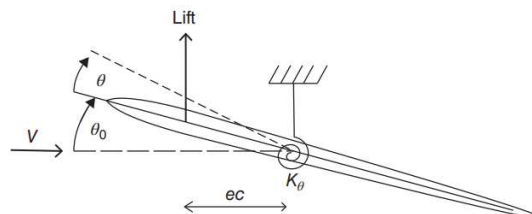


Figura 2.9: Schema profilo 2D

Si consideri il profilo 2D in Figura 2.9 con apertura alare unitaria e corda c . Per semplificare si consideri il profilo simmetrico e vincolato ad una molla torsionale di rigidità K_θ nel punto distante ec dal centro aerodinamico. L'angolo d'attacco nominale del profilo è θ_0 mentre θ è la

componente incognita dell'angolo d'attacco che si somma a θ_0 dovuta alla torsione della molla. Si genera quindi un momento di beccheggio pari a:

$$M = qec^2a_1(\theta_0 + \theta)$$

dove q è la pressione dinamica ossia $1/2\rho V$. Calcolando il lavoro incrementale e applicando l'equazione di Lagrange è possibile ottenere θ tale per cui si raggiunge la condizione di equilibrio in funzione della velocità di volo.

$$\theta = \frac{qR}{1 - qR}\theta_0$$

dove R è un termine che raccoglie ec^2a_1/K_0 . Quando q si avvicina a $1/R$ l'angolo di torsione tende all'infinito, tale condizione è chiamata divergenza e questo valore è indicato con q_{div} .

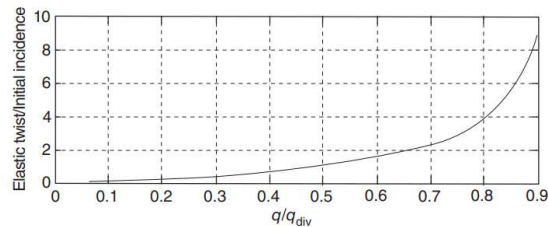


Figura 2.10: θ/θ_0 al variare della velocità

Passando ad un esempio più realistico si consideri ora un'ala rettangolare con semi-apertura pari ad s e incastrata alla radice. L'asse elastico coincide con il quarto di corda e quindi anche con il centro aerodinamico. La rigidità torsionale è genericamente indicata con GJ .

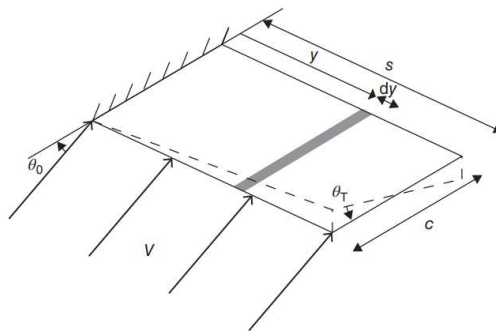


Figura 2.11: Schema di un'ala incastrata alla radice

Si considera una portanza variabile lungo l'apertura alare con derivata pari a $a_w(y)$. Inoltre, per semplicità, si assume che la variazione dell'angolo di torsione sia lineare:

$$\theta = \frac{y}{s}\theta_T$$

con θ_T l'angolo di torsione al tip alare. La portanza generata alla generica porzione d'ala larga dy è data da:

$$dL = qca_w(\theta_0 + \frac{y}{s}\theta_T)dy$$

La portanza complessiva si può ottenere integrando l'espressione precedente lungo l'apertura alare, da 0 a s . A partire dall'espressioni appena ricavate, applicando il metodo di Lagrange, si ottiene:

$$(\frac{GJ}{s} - qec^2a_w\frac{s}{3})\theta_T = qec^2a_w\frac{s\theta_0}{2}$$

Nel primo termine si può notare come la rigidità torsionale venga ridotta da un termine aerodinamico proporzionale anche dalla velocità, tale effetto è presente anche nell'espressione che esplicita l'angolo di torsione del tip:

$$\theta_T = \frac{3qec^2s^2a_w}{6GJ - 2qec^2s^2a_w}\theta_0 \quad (2.4)$$

Anche in questo caso è possibile ottenere una pressione dinamica di divergenza q_W :

$$q_W = \frac{3GJ}{ec^2s^2a_W}$$

Si può notare che per aumentare tale valore si può agire in diversi modi:

- Aumentare la distanza tra il centro aerodinamico e l'asse elastico ec
- Aumentare la rigidità torsionale GJ

2.3.2 Flutter

Il flutter è un fenomeno vibrazionale instabile auto-eccitante in cui le strutture del velivolo estraggono energia dal flusso d'aria che può sfociare in fallimenti catastrofici della struttura. Questo fenomeno avviene quando le vibrazioni associate a due modi di vibrare di una struttura si accoppiano amplificandosi vicendevolmente. Il flutter può coinvolgere diverse coppie di moto e.g.: flessione-torsione alare, torsione alare-superficie di controllo, ala- motore, T-tail etc. Un modello aeroelastico semplificato è quello binario, ossia in cui il moto dell'ala viene descritto da due modi di vibrare che sono la flessione e la torsione. In particolare si consideri un'ala rettangolare incastrata alla radice con apertura s , corda c e rigidità torsionale GJ . L'asse elastico si assume che sia ad una distanza ec dal centro aerodinamico e si assume che l'ala abbia una distribuzione omogenea

della massa e quindi che il baricentro di ogni sessione sia a metà corda. Lo spostamento z di un generico punto è:

$$z(x, y, t) = \frac{y^2}{s} q_b(t) + \left(\frac{y}{s}(x - x_f)\right) q_t(t) = \phi_b q_b + \phi_t q_t \quad \text{so} \quad \theta = \left(\frac{y}{s} q_t\right)$$

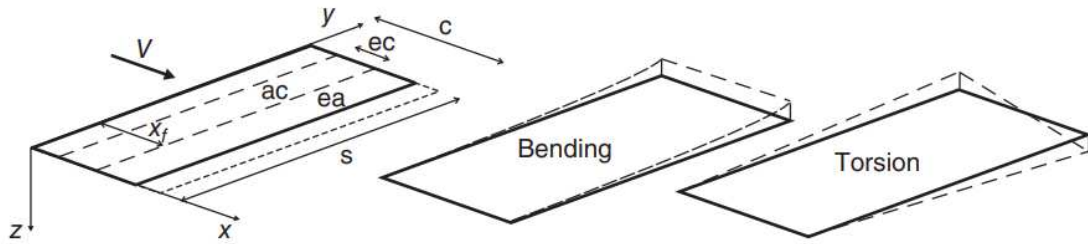


Figura 2.12: Modo flessionale e torsionale del modello aeroelastico binario

A partire dall'espressione precedente è possibile applicare le equazioni di Lagrange. Inoltre, vista la natura non stazionaria del moto, è necessario in qualche modo tener conto di questo sui fenomeni aerodinamici. Tuttavia, per semplificare il modello, è possibile includere solamente il termine più influente, ossia la derivata aerodinamica dello smorzamento di beccheggio che può essere considerato costante e pari a $M_{\theta_{punto}} = -1.2$.

$$m \begin{bmatrix} \frac{sc}{5} & \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - cx_f \right) \\ \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - cx_f \right) & \frac{s}{3} \left(\frac{c^3}{3} - c^2 x_f + cx_f^2 \right) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{q}_b \\ \ddot{q}_t \end{Bmatrix} + \rho V \begin{bmatrix} \frac{cs}{10} a_w & 0 \\ -\frac{c^2 s}{8} e a_w & -\frac{c^3 s}{24} M_{\dot{\theta}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{q}_b \\ \dot{q}_t \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \rho V^2 \begin{bmatrix} 0 & \frac{cs}{8} a_w \\ 0 & -\frac{c^2 s}{6} e a_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{4EI}{s^3} & 0 \\ 0 & \frac{GJ}{s} \end{bmatrix} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} q_b \\ q_t \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Figura 2.13: Modello aeroelastico completo

Dal sistema di equazione precedente si può notare come la matrice di massa e di rigidità siano simmetriche mentre le matrici aerodinamiche non lo siano. Di conseguenza nasce un accoppiamento tra i due gradi di libertà il quale è la causa che può dar vita al flutter.

Esistono varie tecniche per risolvere il modello aeroelastico tuttavia l'argomento esula dallo scopo di questo lavoro. In seguito vengono però riportati i risultati relativi ad un velivolo con caratteristiche riassunte nella tabella 2.14.

Dai grafici 2.15 si può notare come le due frequenze tendano a convergere e, inizialmente, anche i rapporti di smorzamento. Tuttavia, ad una certa velocità, il rapporto di smorzamento di uno dei due modi cala finché diventa zero alla velocità di flutter. Oltre a questa velocità, lo smor-

Semi-span (s)	7.5 m	Bending Rigidity (EI)	$2 \times 10^7 \text{ Nm}^2$
Chord (c)	2 m	Torsional Rigidity (GJ)	$2 \times 10^6 \text{ Nm}^2$
Elastic axis (x_f)	$0.48c$	Lift curve slope (a_w)	2π
Mass axis	$0.5c$	Non-dimensional pitch damping derivative ($M_{\dot{\theta}}$)	-1.2
Mass per unit area	200 kg/m^2	Air density (ρ)	1.225 kg/m^3

Figura 2.14: Tabella dati di un caso generico

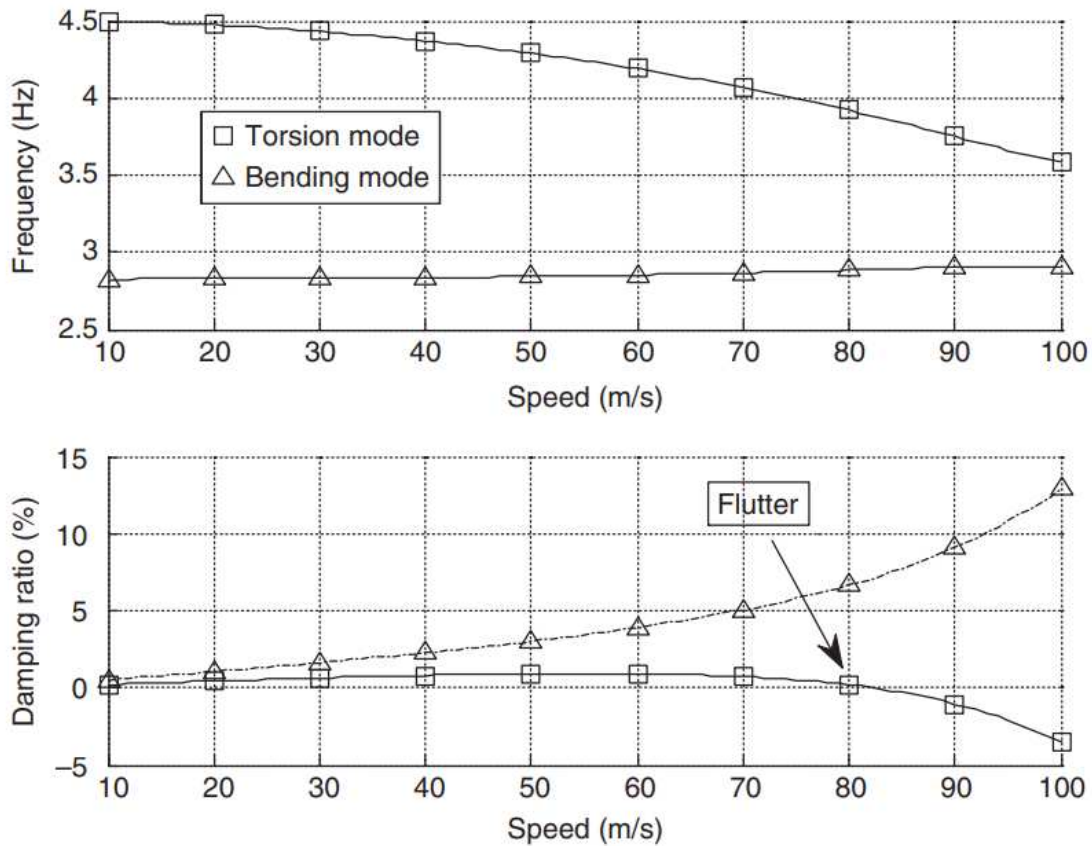


Figura 2.15: Frequenza e rapporto di smorzamento al variare delle velocità

zamento diventa negativo perciò avviene il flutter. Il modo che diventa instabile, in questo caso, è principalmente torsionale sebbene, avvicinandosi alla velocità di flutter, compare una componente flessionale.

Capitolo 3

PERCHÉ STUDIARE LE SOLLECITAZIONI DI UN VELIVOLO

Come visto nei capitoli precedenti, un qualsiasi velivolo ad ala fissa è soggetto a molteplici carichi di natura diversa. Questi però causano una serie di tensioni e deformazioni che possono avere delle conseguenze non desiderate, in maniera diretta o indiretta, o che perlomeno è necessario valutare e monitorare. Come queste quantità possono essere osservate è oggetto di questo studio e tale argomento verrà discusso a partire dal prossimo capitolo. Essendo la forma geometrica una caratteristica fondamentale di molti aspetti del velivolo, la sua alterazione ha delle conseguenze significative che verranno affrontate di seguito.

3.1 Parametri aerodinamici fondamentali

Le caratteristiche aerodinamiche di un velivolo, a parità di condizioni ambientali, sono quasi esclusivamente condizionate dalla forma geometrica dell'ala, del piano di coda e della loro posizione relativa.

3.1.1 Angolo d'attacco

Probabilmente l'aspetto più importante è l'angolo d'attacco il quale compare in molte relazioni fondamentali. I coefficienti adimensionali di portanza, drag e momento di un profilo alare sono funzione dell'angolo d'attacco. Ciò vuol dire che a diversi angoli d'attacco si avranno delle forze aerodinamiche diverse. Nei casi più semplici, come i piccoli MAV, l'angolo d'attacco di ogni sezione è costante lungo tutta l'apertura alare; tuttavia, nei casi più complessi può essere fatto aumentare e di conseguenza aumenta anche la portanza generata in prossimità del tip. Ne risulta, inoltre, un aumento della portanza complessiva, un aumento dell'efficacia delle superfici di controllo e della manovrabilità anche a bassa velocità. Ovviamente però, oltre alla portanza, anche il drag e il momento dell'ala risultano alterati. Queste variazioni hanno a loro volta effetti su molte caratteristiche del velivolo come ad esempio l'efficienza, la stabilità e la velocità di crociera che a loro volta alterano aspetti come l'autonomia, il massimo payload trasportabile

e la velocità massima. In fase di progettazione si deve però tener conto che l'ala possiede una rigidità finita e di conseguenza, a causa del momento torcente generato dall'ala stessa, nasce una componente di variazione dell'angolo d'attacco lungo l'apertura alare di natura aeroelastica. Ciò significa che l'angolo d'attacco di ogni sezione in volo non è uguale rispetto a quando il velivolo si trova a terra indeformato. Nel caso semplificato di ala rettangolare vincolata alla radice visto in precedenza, la relazione che esplicita l'angolo d'attacco al tip è la 2.4, discussa nel capitolo riguardante l'aeroelasticità statica. Tuttavia, possibili rastremazioni dell'ala, materiali non isotropi e altre caratteristiche di un'ala reale rendono ben più complesso determinare la variazione dell'angolo d'attacco. Perciò, vista anche l'influenza che questo parametro ha sulle performance dell'aereo, è molto utile poter misurare la vera torsione dell'ala.

3.1.2 Diedro alare

Un'altra caratteristica fondamentale che viene alterata dalla deformazione dell'aereo è il diedro alare. Il diedro alare si definisce come l'angolo tra le due semiali (o piani di coda). La sua presenza in molti velivoli può avere numerose motivazioni diverse ma, dal punto di vista aerodinamico, contribuisce a generare stabilità al rollio. Quando un aeromobile subisce una perturbazione che induce un rollio, si verifica una situazione in cui il bilanciamento tra la forza peso e la portanza delle ali viene compromesso. Di conseguenza, il velivolo inizia a inclinarsi lateralmente nella direzione della semiala che si abbassa. Questa inclinazione provoca uno scivolamento del velivolo verso quella stessa direzione. L'interazione tra il flusso d'aria laterale causato dalla scivolata e il flusso d'aria longitudinale dovuto all'avanzamento dell'aeromobile è cruciale per comprendere come l'angolo di diedro influisca sulla stabilità. A causa dell'angolo di diedro, le semiali dell'aeromobile sono disposte in modo leggermente inclinato rispetto all'asse longitudinale. Ciò significa che le due ali avranno angoli d'attacco leggermente differenti durante il rollio. La semiala che si abbassa verso il lato inclinato avrà un angolo d'attacco leggermente maggiore rispetto all'ala opposta. Questo diverso angolo d'attacco influisce sulla generazione di portanza. L'ala con l'angolo d'attacco maggiore produrrà una portanza leggermente superiore rispetto all'ala opposta. Di conseguenza, si genera un momento di rollio attorno all'asse longitudinale del velivolo, che tende a contrastare l'inclinazione iniziale e a riportare l'aeromobile ad un assetto livellato.

In maniera analoga all'angolo d'attacco, anche per il diedro è necessario tener conto che nella realtà l'ala subirà dei carichi che inducano una certa flessione dell'ala e perciò l'angolo di diedro effettivo durante il volo è sostanzialmente diverso dall'ipotetica condizione indeformata. Soffermandosi sulla condizione di deformazione statica, un eccessivo angolo di dietro dovuto al-

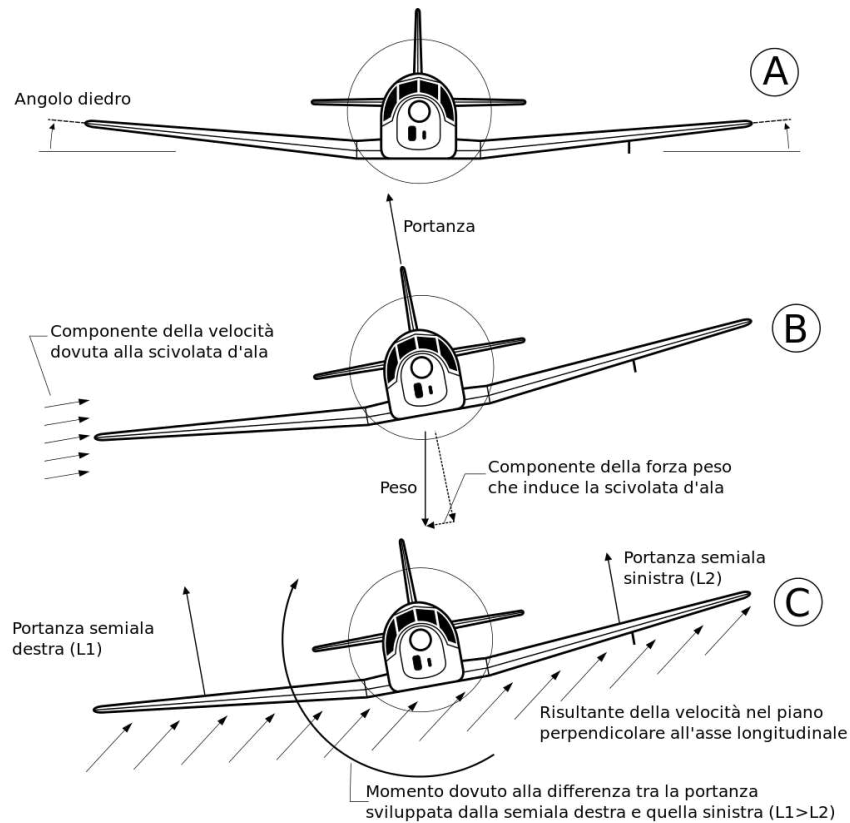


Figura 3.1: Effetto stabilizzante del diedro

la flessione può indurre una stabilità elevata che diminuisce la reattività delle manovre. Inoltre, siccome l'angolo di dietro induce una componente orizzontale di portanza, se l'angolo dovesse essere eccessivo si rischia di avere un'indesiderata diminuzione della portanza complessiva che ovviamente comporta una serie di conseguenze negative come la diminuzione dell'efficienza e del massimo payload trasportabile. Anche in questo caso, nella realtà è difficile stimare in maniera precisa l'entità della flessione perciò risulta molto utile misurare la deformazione dell'ala per verificare e migliorare le stime.

3.2 Verifica delle analisi strutturali

Durante la fase di progettazione dei droni di Lift Up vengono condotte una serie di analisi strutturali dei componenti più rilevanti attraverso semplici calcoli analitici e simulazioni numeriche. A causa della geometria complessa e dei materiali compositi, usati estensivamente in tutto l'aereo, risulta difficile trovare dei risultati precisi. A causa di queste incertezze è necessario garantirsi dei margini di sicurezza piuttosto elevati in proporzione all'insicurezza dei risultati. Ciò però va spesso in contrasto con la ricerca delle elevate prestazioni, in termini di peso, che il team si pone per rendere il drone competitivo. Risulta quindi necessario effettuare una serie di test strutturali

per verificare la predisposizione al volo, sottoponendo i componenti più rilevanti a carichi elevati. Questa accortezza permette di individuare anche eventuali difetti strutturali di natura costruttiva. Tramite questi test è possibile anche raccogliere dei dati che possono essere confrontati con quelli ottenuti dalle simulazioni riproducendo il setup della prova. Dopo aver verificato l'assenza di importanti difetti costruttivi, la discrepanza tra test e simulazione può essere ricondotta in buona parte ad imprecisioni di quest'ultima. Se la differenza risulta accettabile, la campagna test, tra le varie cose, fornisce l'importante informazione che le simulazioni sono state svolte correttamente e che quindi, anche in futuro, si potrà fare ancora affidamento su di esse, permettendo di diminuire i margini di sicurezza dovuti alle imprecisioni. Inoltre, avendo la conferma che le simulazioni di base sono corrette, è possibile estendere lo studio a casi più complessi. Nel caso contrario, in cui i risultati non siano considerati sufficientemente precisi, i test avranno permesso di capire che le simulazioni svolte devono essere migliorate; tuttavia, conoscendo quali dovrebbero essere i risultati, è molto più semplice individuare il problema delle simulazioni. I test strutturali sono quindi di estrema utilità perché forniscono informazioni oggettive relative al componente in studio ma anche perché aiutano ad comprendere meglio come effettuare simulazioni veritiere e quanto affidarsi a tali risultati.

All'interno del progetto Lift Up negli anni sono stati svolti numerosi test relativi a diversi componenti dei vari MAV progettati e costruiti dal team. Sicuramente il più importante è il test di flessione dell'ala che viene fatto per ogni ala costruita. La prova condotta è simile a quella che da regolamento deve essere svolta prima di ogni volo della competizione in cui l'aereo viene sollevato per la sua interezza dall'estremità alari. Durante i test in laboratorio l'ala viene però caricata al centro con masse via via maggiori per arrivare ad un carico spesso molto maggiore della massa con cui l'aereo potrà mai volare. Per ogni sollevamento viene misurato lo spostamento di un riferimento, spesso il centro dell'ala. La condizione di carico della struttura, al di là del forza applicata, non è rappresentativa del volo bensì è peggiorativa in quanto la risultante della portanza in crociera è circa ai tre quarti dell'apertura alare mentre nel test in esame la struttura viene sollevata dalle estremità, generando un momento un maggiore. Per testare un condizione di carico più simile a quella incontrata durante il volo è sufficiente vincolare il centro dell'ala e caricare l'ala con delle masse che possano, in maniera approssimativa, avvicinarsi alla distribuzione della portanza lungo l'ala con fattori di carico diversi. Un test ancora più semplice e approssimato è quello di utilizzare un unico carico in corrispondenza della risultante della portanza della semiala. Come è facilmente intuibile, i test illustrati in precedenza sono, per vari motivi, solo delle approssimazioni delle vere condizioni di carico che il velivolo subisce durante il volo. Ciò significa che l'unico modo per conoscere le vere prestazioni strutturali durante un volo è quello di misurarle durante il volo stes-

so. Tale operazione è però decisamente più complessa rispetto a compiere le stesse misurazioni in laboratorio.

3.3 Verifica analisi aeroelastica

Come visto in precedenza, durante il volo l'aereo subisce dei carichi aeroelastici, ossia nati dall'interazione tra le forze aerodinamiche e le proprietà meccaniche della struttura. Le conseguenze di questi carichi non sono trascurabili perciò è necessario tenerle in considerazione durante la progettazione. Tuttavia, studiare gli effetti aeroelastici di una struttura relativamente complessa come un'ala rastremata in materiali compositi non è facile. Perciò, come per le simulazione FEM classiche discusse nel paragrafo precedente, anche in questo caso è necessario valutare l'affidabilità dei risultati. In realtà, le analisi aeroelastiche sono di fatto un'estensione delle più classiche simulazioni in cui però vengono considerate anche gli effetti delle forze aerodinamiche statiche e dinamiche. Perciò le considerazioni viste in precedenza valgono anche per analisi aeroelastiche con la differenza che sono ancora più difficili da verificare con test. Per poter effettuare delle misurazioni utili è essenziale che vi sia un flusso d'aria in modo che nascano le forze aerodinamiche e per avere ciò è necessaria una galleria del vento o effettuare le misurazioni durante un volo. Quest'ultima opzione è attualmente l'unica possibilità di cui dispone il progetto. Ovviamente per fare questo è necessario che il velivolo sia completato. Rispetto ai più semplici test strutturali, in questo caso le misurazioni in volo sono l'unico modo per raccogliere informazioni. Una volta effettuate tali misure è possibile confrontarle con i risultati delle simulazioni per validare il modello aeroelastico e, come prima, valutare la sua affidabilità ed eventualmente migliorare le conoscenze del progetto nell'effettuare del analisi del genere.

3.4 Raccolta dati per progettazioni future

Come visto nei due paragrafi precedenti, la raccolta dati ha anche lo scopo di fornire informazioni per migliorare le competenze riguardo modelli strutturali e aeroelastici con benefici per le successive progettazioni. Oltre a migliorare le simulazioni numeriche, la raccolta di misurazioni durante il volo permette di ottenere informazioni sulle condizioni di carico dovute a manovre e disturbi atmosferici. Quest'ultimi possono causare delle accelerazioni che, oltre a mettere in difficoltà il pilota, possono gravare sensibilmente sulle strutture. Inoltre, anche manovre particolarmente rapide come una cabrata ad alta velocità, possono mettere in serio rischio le strutture se queste non vengono dimensionate considerando queste condizioni estreme. Ovviamente è difficile prevedere quali manovre dovrà compiere il MAV in quanto quelle più pericolose spesso sono involontarie o

dovute a situazioni eccezionali.

Durante la progettazione iniziale di un MAV è necessario conoscere le condizioni più critiche che il drone incontrerà, in modo da poter progettare delle strutture che possano supportare almeno tali condizioni. In assenza di informazioni, come spesso accade, è necessario stimare il massimo fattore di carico o affidarsi a delle linee guida che però sono difficilmente applicabili ai MAV dell'ACC che in genere hanno delle configurazioni e dei payload non convenzionali. A causa di queste incertezze è necessario sovrastimare i carichi, e quindi sovradimensionare le strutture, rendendo meno competitivo il drone. Sebbene il regolamento della gara cambi ad ogni edizione, e di conseguenza anche il velivolo, tutti i dati storici di ogni drone possono risultare una buona previsione delle condizioni di carico che altrimenti sarebbero difficilmente stimabili.

3.5 Verifica lontananza da condizioni critiche

Durante i test in campo volo degli aerei di Lift Up, è difficile scorgere da terra eventuali condizioni di deformazione o vibrazione eccessiva. Per tale ragione potrebbe risultare utile avere la possibilità di monitorare costantemente le sollecitazioni attraverso dei dati trasmessi a terra raccolti ed elaborati in diretta. Ovviamente questo interesse nasce solo nei voli in cui si sta testando il MAV in condizioni di carico elevato, ancora di più se non si ha fatto molti altri voli in tali condizioni. In questo modo sarebbe possibile allertare il pilota e diminuire le possibilità di causare rotture catastrofiche di un velivolo, spesso frutto di molti mesi di lavoro.

3.6 Conseguenze da monitorare

La deformazione dell'ala, e delle superfici di coda, di un velivolo possono avere anche delle conseguenze negative indirette che fanno aumentare il numero di motivazioni per cui risulta utile quantificare e monitorare le deformazioni.

Le superfici mobili di un MAV sono vincolate alla struttura tramite una cerniera che può essere di vario tipo e che permette la rotazione attorno ad un asse. Circostante alla superficie mobile è necessario che vi sia una piccola fessura in modo che non vi sia contatto tra la parte fissa e quella rotante dell'ala. Tuttavia, nel momento in cui l'ala è deformata, potrebbe nascere un contatto indesiderato e, contemporaneamente, le cerniere che permettono la rotazione non saranno più allineate. Ciò può comportare:

- rallentamento della rotazione della superfici mobili;
- maggior sforzo richiesto agli attuatori;

- diminuzione del range di rotazione.

Nei migliori dei casi, questi problemi possono causare un surriscaldamento non eccessivo dei servo-motori e una diminuzione della manovrabilità, mentre nei casi peggiori la superficie mobile può bloccarsi e generare una perdita di controllo del velivolo.

Nel caso si voglia conoscere la velocità relativa dell'aria, il MAV sarà provvisto di un tubo di Pitot, spesso montato sull'ala. Tuttavia, la deformazione della struttura può alterare l'orientazione del tubo, sfalsando le letture del sensore. Inoltre, nel caso in cui l'ala sia soggetta ad una oscillazione, il sensore sarà soggetto anche ad una componente di velocità relativa dovuta al movimento della struttura. Conoscendo però, se e quanto l'ala si deforma istante per istante, è possibile effettuare delle considerazioni sulle letture del tubo di Pitot validando o meno i risultati, ed eventualmente correggerli.

Capitolo 4

DEFINIZIONE DEL PROBLEMA

4.1 Scopo dello studio

Come visto nel capitolo precedente, vi sono numerosi motivi per cui risulta utile poter conoscere la deformazione del velivolo, in particolar modo quella dell'ala. Questa necessità è sorta all'interno del progetto universitario Lift Up, ma è presente anche nel settore industriale.

In questo studio saranno quindi presentate le fasi iniziali di progettazione e test di un sistema che permetta di conoscere la forma dell'ala in ogni istante dei droni che vengono progettati e costruiti dal progetto Lift Up. Al momento della scrittura, la flotta del team è composta da due droni principali, Marcoplano e KowalSky, che sono già stati progettati, costruiti e testati in maniera approfondita e verranno quindi utilizzati come riferimento per la progettazione del sistema di misura. Prossimamente il team si vedrà impegnato nella realizzazione di un nuovo MAV per l'edizione 2024 della competizione e perciò l'obiettivo è che il sistema di misura possa essere pronto e utilizzato per le fasi di test del nuovo drone.

Gli obiettivi principali del sistema sono:

- rilevare la forma della struttura del drone, con particolare interesse all'ala;
- rilevare la forma in ogni istante anche in condizioni non stazionarie.

Una volta decisi gli obiettivi del sistema di misura è necessario definire i vincoli di progetto più importanti:

- fornire delle informazioni con una precisione minima definita in seguito;
- possibilità di essere applicato su un qualsiasi drone del progetto Lift UP;
- possibilità di utilizzo in laboratorio e in volo;
- possibilità di applicare i sensori anche a velivolo completato;

- possibilità di applicare i sensori con nessuna compromissione della struttura e delle performance del velivolo;
- costo ridotto e facile reperibilità dei sensori necessari;
- facilità di utilizzo durante le prove in campo volo;

4.2 Deformazioni e frequenze di oscillazione di KowalSky

KowalSky è l'ultimo e il miglior drone progettato e costruito dal team. Per questo motivo verrà utilizzato come riferimento per la progettazione del sistema di misura, senza però dimenticare che il sistema deve poter funzionare con qualsiasi drone del progetto. Le caratteristiche di KowalSky verranno quindi utilizzate come linea guida fornendo delle informazioni di riferimento, assumendo che i prossimi MAV del progetto non siano troppo diversi. D'altronde, visto l'esteso studio fatto durante la progettazione di KowalSky, ci si aspetta che molte peculiarità di tale drone vengano riportate anche nei futuri velivoli.

In questo paragrafo verranno quindi presentate le caratteristiche di KowalSky che hanno in qualche modo definito le condizioni in cui il sistema di misura dovrà operare. La condizione più rilevante è sicuramente la frequenza di oscillazione delle strutture in quanto questo parametro influenza molto le performance del sistema di misura. Ovviamente la struttura è caratterizzata da componenti che oscillano in modo diverso, inoltre, il movimento di ogni componente è la somma di diversi modi di vibrare ognuno con la sua frequenza. Ciò significa che il sistema di misura sarà soggetto a delle oscillazioni diverse in base a dove è posto. Nel caso di KowalSky, le strutture di maggior interesse sono l'insieme di coda e soprattutto l'ala. In passato sono state fatte delle simulazioni per studiare i comportamenti dinamici di queste due macrocomponenti di KowalSky. L'insieme di coda è stato studiato considerandolo incastrato alle estremità dei boom per valutarne i modi di vibrare delle oscillazioni libere. Assumendo le frequenze delle oscillazioni reali non siano troppo differenti.

4.3 Semplificazione del problema: asta di alluminio

Qualsiasi tipologia di sistema di misura venga scelto è necessario chiedersi fin da subito come questo verrà studiato per misurarne la precisione. In una fase iniziale è possibile simulare il sistema e calcolare una serie di parametri prestazionali. Tuttavia, una volta realizzato il sistema reale, è necessario fare delle analisi prestazionali sul sistema reale in quanto, rispetto alle simulazioni, vi potrebbero essere molteplici fonti di errore non previste in precedenza. Per minimizzare queste sorgenti di errore è molto utile semplificare il problema togliendo qualsiasi complicazione

che non c'entra con il sistema di misura in sé. A tale scopo, è stato deciso di sostituire l'ala con una semplice asta omogenea di alluminio. Questo permette di evitare una serie di complicazioni relative all'ala che potranno essere affrontate in seguito, permettendo, durante la fase iniziale dello studio, di concentrarsi solamente sul sistema di misura. In questo modo risulta molto più semplice realizzare un modello FEM che rappresenti il comportamento statico e dinamico della struttura semplificata. A partire da questa, è possibile generare dei dati che simulano ciò che i sensori reali rileverebbero, sulla base delle loro prestazioni teoriche, e ricreare il funzionamento del sistema di misura completo. Inoltre, la simulazione FEM della struttura può rappresentare un ottimo riferimento teoricamente esatto con cui confrontare i risultati delle stime del sistema reale. Questo risulta particolarmente utile nel caso non vi siano altri sistemi con cui rilevare e confrontare la deformazione dell'asta.

Per questi motivi risulta essenziale poter disporre di una simulazione FEM accurata e ciò non sarebbe possibile se si cercasse di simulare l'ala intera che, per via dei materiali compositi, della forma complessa e dei numerosi componenti che la compongono, è difficile da simulare in maniera accurata. Inoltre, utilizzando l'asta di alluminio al posto dell'ala si potranno evitare le complicazioni relative a:

- forma non planare della superficie dell'ala che complica il posizionamento dei sensori;
- deformazione locale del mantello dell'ala;
- posizionamento dei sensori lungo la corda del profilo;
- disallineamento rispetto ad un sistema di riferimento comune

Una differenza sostanziale tra l'asta di alluminio e l'ala reale è la rigidità a flessione e la frequenza di oscillazione. La minor rigidità dell'asta causa una maggior deformazione, a parità di carico, e delle oscillazioni più ampie a minor frequenza. Avendo a che fare con degli spostamenti maggiori rende più facile e precisa qualsiasi misurazione fatta con strumenti a bassa sensibilità come banalmente il metro. Inoltre, la minor rigidità causa una minor frequenza di oscillazione che permette di avere, almeno in una fase iniziale, una frequenza minore di campionamento.

Capitolo 5

SOLUZIONI ESISTENTI

In questo capitolo verranno presentati i metodi del passato e presente usati per monitorare la forma della struttura di un velivolo, in particolare dell'ala. Negli anni sono stati sviluppati molti metodi diversi, soprattutto considerando le molteplici variazioni che ogni metodo ha subito grazie a miglioramenti tecnologici e computazionali. Oggigiorno, i metodi di misurazione delle deformazioni di velivoli possono essere riassunti in tre categorie sulla base del tipo di misurazione che compiono: misurazione di deformazione con estensimetri, misurazioni ottiche e misurazioni inerziali. Si noti che in questo contesto, le parole *deformazione* e *spostamento* sono usate in maniera intercambiabile sebbene non sia corretto da un punto di vista di definizione. Il termine *deformazione* di un corpo continuo si riferisce ad un qualsiasi cambiamento della configurazione geometrica del corpo che porta ad una variazione della sua forma. Invece, con *spostamento* di un punto ci si riferisce alla variazione di posizione nello spazio a seguito della deformazione dell'intero corpo. Tuttavia, se non diversamente specificato, il termine *deformazione* verrà usato con il significato di *spostamento*.

5.1 Misure di deformazione

L'uso degli estensimetri per lo studio della deformazione dell'ala risale agli anni quaranta ed è poi stato migliorato da Skopinski [2]. È una metodologia molto utilizzata per via della facilità d'utilizzo ma non è esente da svantaggi. Un vincolo è dato dal materiale su cui vengono posti gli estensimetri. Sono inoltre necessari numerosi cavi, ma soprattutto, i sensori sono influenzati dall'effetto dell'abrasione, della temperatura e molto altro. Attualmente vi sono due metodi matematici che possono essere applicati. Il primo consiste in un sistema chiuso di equazioni ottenuto sulla base della teoria classica della trave per determinare pendenza, deformazione e angolo di torsione di una trave. Le equazioni sono scritte in termini di deformazione. Questo metodo, chiamato teoria della deformazione di Ko [3], è stato inizialmente sviluppato per aerei con ali molto flessibili come il *AeroVironment Helios*.

In alternativa, un altro metodo, chiamato *Strain pattern analysis*, consiste nell'inserire la de-



Figura 5.1: AeroVironment Helios della NASA

formazione ottenuta da numerosi estensimetri all'interno di una combinazione lineare di forme modali. Hassal e Gaukroger svilupparono e applicarono questo metodo [4] negli anni settanta per studiare le pale degli elicotteri. Questo metodo ha il vantaggio di usare un numero ridotto di punti di misurazione, strumentazione relativamente economica e di piccole dimensioni, costo computazionale non eccessivo e misurazioni non influenzate dalla luminosità ambientale.

I sensori utilizzati per questi metodi, gli estensimetri, permettono di misurare la deformazione della superficie su cui vengono posti. Il tipo di estensimetro di gran lunga più diffuso è quello elettrico a resistenza. Tale sensore consiste in un sottile filo metallico fissato su una superficie di materiale plastico la quale viene incollata alla superficie d'interesse. Quando quest'ultima si deforma il filo metallico si deforma ugualmente alterando la propria lunghezza. Questa variazione dimensionale comporta una modifica della resistenza del filo che può essere rilevata con un ponte di Wheatstone o altri metodi. Con la giusta calibrazione è possibile ricondurre la variazione di resistenza all'entità della deformazione a cui è soggetto l'estensimetro. Recentemente sono stati introdotti dei sensori

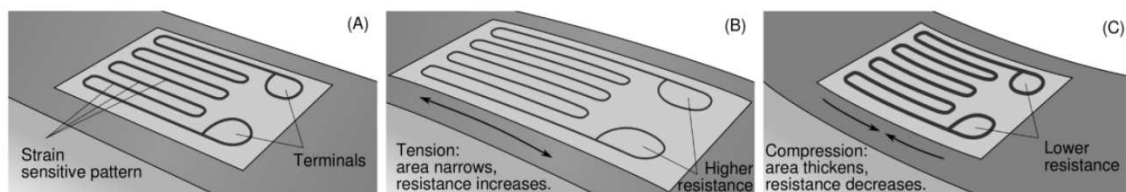


Figura 5.2: Estensimetro elettrico a resistenza

di tipo ottico chiamati estensimetri a fibra ottica (FBG) [5]. Questo tipo di sistema compie misure di lunghezze che si basa sul principio dell'interferenza ottica mediante laser. A causa di derive termiche che nascono all'interno delle fibre ottiche, l'accuratezza raggiungibile scende alla pari degli estensimetri a resistenza, sebbene costino ancora molto di più. Tuttavia offrono una buona

immanità ai disturbi chimici ed elettrici e la possibilità di integrare le fibre direttamente all'interno dei materiali compositi durante la fase di produzione.



Figura 5.3: Esempio di estensimetro ottico FBG

5.2 Misurazioni ottiche

Vi sono numerosi metodi basati sull'acquisizione di immagini applicati con successo a velivoli in volo o in galleria del vento. Molti di questi prevedono attrezzature molto costose, complesse e pesanti o in generale sono più adatti solamente a velivoli di grandi dimensioni. Di conseguenza verranno brevemente presentati solamente i metodi applicabili allo studio in esame che rispettano i requisiti illustrati in precedenza. La *Videogrammetric model deformation VMD* è una metodologia esplorata dalla NASA per test a terra e in volo. Il metodo si basa sulla determinazione delle coordinate spaziali di target posizionati sulla superficie dell'ala. Combinando le immagini acquisite da più fotocamere è possibile ricavare le coordinate dei target senza avere nessun riferimento, mentre è necessario conoscere la posizione di un target nel caso si usi una sola fotocamera. Il contrasto tra il target e l'area circostante è un aspetto essenziale e spesso critico per tale metodo, specialmente durante test in volo. Esistono diverse soluzioni a questo problema. I target possono essere dei semplici adesivi di forma nota o dei piccoli led che aumentano il contrasto dell'immagine. Un altro metodo, sviluppato da Van Der Draai, consiste nel rilevare le distorsioni di un pattern a strisce dipinto (o proiettato) sull'ala, confrontando il pattern rilevato con quello nominale dipinto sulla superficie. Un altro metodo non invasivo, sviluppato sempre da Van Der Draai, è il *Image Pattern Correlation Technique IPCT* in cui si correla la deformazione della superficie d'interesse alla variazione di distanza di un pattern di punti molto vicini.

Tra tutti i precedenti, il metodo ottico che più si avvicina agli stringenti vincoli economici e massivi del caso in esame è sicuramente il primo, ossia il VMD che difatti è già stato in parte applicato all'ala di KowalSky [17] in un precedente studio.

5.3 Misurazioni inerziali

Uno dei primi studi condotti per investigare le potenzialità di sistemi di misura inerziale nel ricostruzione della forma dell'ala risale al 1995, condotto da H. Kannemans al National Aerospace Laboratory NLR [6]. Lo studio confrontò un metodo ottico con pattern a linee e un metodo inerziale composto da accelerometro a tre assi sul tip alare e un sistema di riferimento inerziale composto da accelerometri e giroscopi vicino alla radice alare. L'obiettivo di quest'ultimo metodo era di rilevare l'orientazione del tip alare confrontando la direzione del vettore delle accelerazioni rispetto al sistema di riferimento inerziale. Il metodo ottico si rivelò più accurato. Oggigiorno i metodi basati su misurazioni inerziali sono notevolmente diversi e migliori grazie ad un grande avanzamento della tecnologia dei microprocessori e dei metodi di calcolo. In particolare, i così detti *Inertial Measurement Unit IMU* sono stati miniaturizzati, facendo parte di tutta una serie di sensori grandi pochi millimetri chiamati *MEMS*. In commercio si possono trovare IMU caratterizzati da tre, sei o nove gradi di libertà. Ciò significa che, nel caso di 9 DOF, nel piccolo formato dell'unità MEMS trova spazio un accelerometro, un giroscopio e anche un magnetometro, tutti in grado di misurare lungo tre assi. Quindi, oltre alle classiche misurazioni inerziali, può essere misurato anche il vettore 3D del campo magnetico per agevolare la determinazione dell'orientamento nello spazio. Alcuni sistemi più complessi possono contenere anche sensori capaci di compiere altre misurazioni come, ad esempio, un misuratore di pressione. Essendo la dimensione e il peso due vincoli molto stringenti per qualsiasi strumentazione presente su un velivolo, la ridottissima massa e dimensione degli IMU moderni apre la possibilità di poter avere a bordo un numero elevato di questi sensori, anche in piccoli velivoli come KowalSky. Inoltre, grazie all'industrializzazione e diffusione di questi sensori, il loro prezzo è diminuito drasticamente diventando accessibile a chiunque. Anche grazie a queste peculiarità, Georg Schirmer e il Dr. James E. Steck [7] hanno utilizzato dei sensori IMU e un filtro di Kalman che filtra e fonde assieme le informazioni ottenute dai sensori per ottenere lo stato di flessione e torsione più probabile. I numerosi sensori sono distribuiti sulla superficie d'interesse ottenendo delle misure in ogni punto in cui sono presenti, permettendo di conoscere con buona probabilità lo stato dinamico e cinematico locale. Un modello strutturale agli elementi finiti, assieme alle informazioni ricavate dai sensori, determina lo stato di tutta la superficie. Maggiore è il numero di sensori migliore sarà la stima della deformata della superficie, tuttavia, un buon modello strutturale può permettere di avere un ridotto numero di sensori e quindi di diminuire la complessità, il peso e il costo del sistema.

Un primo approccio tentato da Schirmer fu quello di determinare il moto integrando le velocità determinate con i sensori, tuttavia questo metodo si è rilevato inadeguato a causa del rumore dei

sensori e di incertezze che causano un aumento progressivo dell'errore. Il filtro di Kalman ha invece il vantaggio di filtrare il rumore e combinare le informazioni da diverse fonti, sensori e stime, che permettono di ottenere un risultato migliore. Il filtro di Kalman verrà approfondito nel prossimo capitolo.

Altre ricerche sono state condotte da Gong [8] dove l'autore descrive una validazione sperimentale di vari modelli matematici per accelerometri e giroscopi. Le stime ottenute sono state comparate con un IMU convenzionale di più grandi dimensioni il quale però non sarebbe adatto ad essere montato in un velivolo. Di particolare interesse è il lavoro di Kowalczyk e Merta [9] che hanno studiato la posizione e gli spostamenti di un robot usando accelerometri e giroscopi di tipo MEMS assieme ad un filtro di Kalman. I dati sperimentali hanno mostrato che il sistema è in grado di stimare la posizione del sensore con margine accettabile.

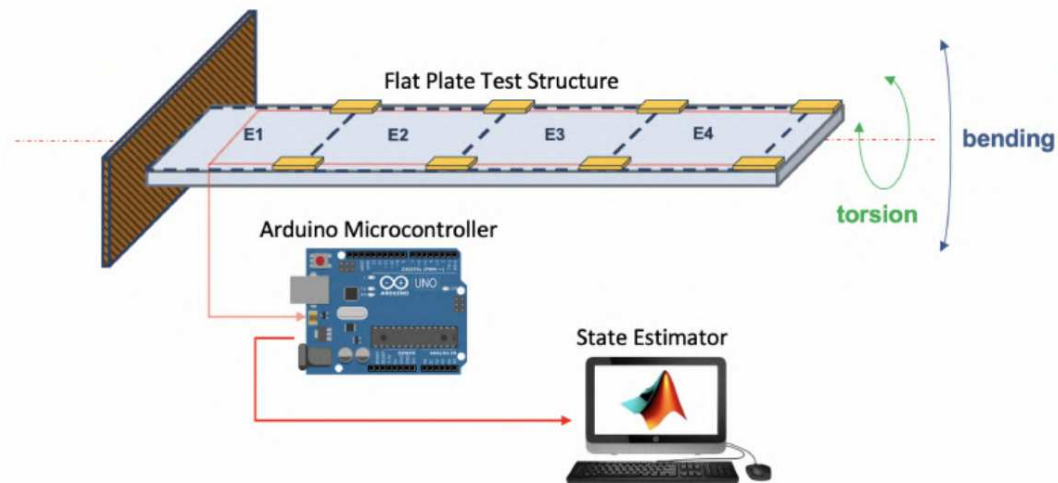


Figura 5.4: Schema sistema di misura sviluppato da Schirmer [7]

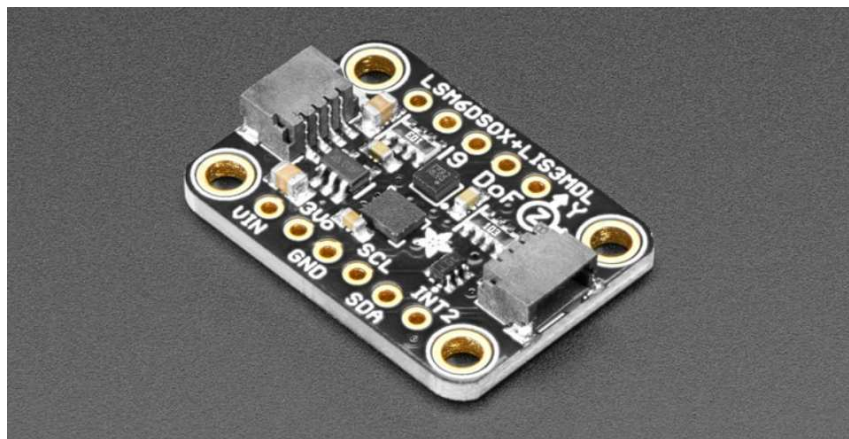


Figura 5.5: esempio di IMU di tipo MEMS

5.4 Confronto e scelta

Sulla base delle peculiarità dei diversi metodi visti in precedenza è stato deciso di creare un sistema di ricostruzione della forma dell'asta basato su misurazioni inerziali ottenute da diversi IMU distribuiti lungo l'asta. Le motivazioni principali che hanno spinto verso questa scelta sono l'ottimo rapporto tra costo della strumentazione e prestazioni raggiungibili, maggior facilità di installazione rispetto ai sistemi ottici e una minor sensibilità alla temperatura e abrasione rispetto agli estensimetri. Inoltre, vi sono altri aspetti positivi secondari in relazione al metodo ottico:

- sforzo computazionale minore;
- minor costo;
- maggiori velocità di acquisizione;
- possibilità di acquisire ulteriori informazioni (assetto del drone, misure dirette di accelerazione, rotta, velocità e percorso di volo);

Allo stesso modo, vi sono anche degli ulteriori vantaggi rispetto all'utilizzo di estensimetri:

- minor sensibilità alla temperatura. Nel caso dell'ala nera di KowalSky in fibra di carbonio, sono state misurate temperature e gradienti molto elevati durante prove in campo volo i quali avrebbero complicato l'utilizzo degli estensimetri;
- possibilità di connettere i sensori in serie e avere quindi meno cavi;
- minor sensibilità a deformazioni locali del mantello dell'ala. L'ala di KowalSky presenta una superficie esterna, detta mantello, che, anche a causa di difetti costruttivi, in alcune zone è molto soggetta a deformazioni locali;
- correlazione più semplice tra misura e forma dell'ala.

Ovviamente non mancano gli aspetti negativi:

- dimensioni maggiori rispetto agli estensimetri;
- maggior disturbo del flusso d'aria rispetto agli estensimetri nel caso in cui i sensori siano posti esternamente, a causa del maggior spessore;
- i sistemi ottici permettono di compiere misurazioni di qualunque punto dell'ala garantendo una migliore discretizzazione.

A livello di prestazioni, è difficile dedurre a priori quale metodo garantisca la miglior precisione e non è nemmeno stata trovata nessuna informazione su un confronto realistico dei tre metodi compiuto con sensori realisticamente applicabili in questo contesto.

Capitolo 6

PRINCIPIO DI FUNZIONAMENTO

In questo capitolo verrà descritto in breve il principio di funzionamento ideato per il sistema. Come detto in precedenza, è stato scelto di utilizzare dei sensori MEMS inerziali a nove gradi di libertà (IMU). Dai dati misurati da questi sensori è possibile, grazie a vari algoritmi, stimare la loro orientazione nello spazio. Un IMU, chiamato *master*, sarà posto nel centro di massa del velivolo con lo scopo di determinare il moto rigido e l'assetto del drone. Altri sensori, chiamati "*slave*", sono posizionati sulle strutture di interesse con lo scopo di rilevare in ogni istante l'orientazione dei punti in cui sono posti. In particolare, volendo concentrare lo studio della deformazione solamente sull'ala, si avrà un certo numero di sensori *slave* distribuiti lungo l'apertura alare e il sensore *master* nel centro di massa. È quindi possibile ottenere lo scostamento tra la forma indeformata e quella reale confrontando l'orientazione reale dell'ala, ottenuta dai sensori *slave*, con l'ipotetica orientazione indeformata ricavata dal sensore *master*.

Conoscendo l'assetto del drone grazie al sensore *master*, è possibile conoscere la posizione teorica di ogni punto dell'ala indeformata rispetto al baricentro del velivolo. Per fare ciò è ovviamente necessario conoscere la forma dell'ala indeformata, la quale si assume che sia nota. Più complessa è la stima della posizione e orientazione dell'ala in quanto la conoscenza dell'orientazione dei sensori *slave* non permette automaticamente di ricavare la forma e l'orientazione dell'ala reale. E' quindi necessario sviluppare un metodo che consenta di ricavare la forma e l'orientazione dell'ala a partire solamente dall'orientazione dei sensori. In questo studio saranno sviluppati e confrontati due metodi differenti di cui il primo si basa su una semplice interpolazione dell'orientazione dei sensori, mentre il secondo metodo si basa sulla combinazione lineare dei primi modi di vibrare.

Conoscendo quindi in ogni istante la posizione teorica dell'ala indeformata e la posizione dell'ala reale è possibile ottenere lo spostamento di ogni punto dovuto alla deformazione della struttura. Questo stesso concetto può essere esteso allo studio della forma di tutto l'aereo, in particolare, nel caso di KowalSky, del piano di coda e dei *boom*.

Per poter studiare e testare il sistema si avrà l'asta vincolata ad un tavolo. La differenza rispetto alla condizione di volo è che l'orientazione e la posizione dell'asta indeformata sarà fissa perciò ogni movimento dell'asta reale corrisponde ad uno spostamento rispetto alla forma indeformata. Analogamente all'ala, si avrà lungo l'asta una serie di sensori *slave*, mentre il sensore *master* può essere posizionato sulla porzione di asta vincolata al tavolo. Tuttavia, essendo il tavolo un riferimento fisso, non è necessario l'utilizzo del sensore *master* che rilevi l'orientazione del tavolo; si assume, con sufficiente confidenza, che la superficie del tavolo sia fissa e perpendicolare alla direzione della forza peso.

In questo studio ci si concentrerà nel rilevare la forma dell'asta a seguito della flessione della stessa. Tuttavia l'asta, e l'ala, è sottoposta inevitabilmente anche ad una torsione che, in maniera analoga alla flessione, potrebbe essere stimata e introdotta nel sistema.

Capitolo 7

FILTRO DI KALMAN

Il filtro di Kalman è un potente algoritmo utilizzato per stimare lo stato di un sistema basandosi contemporaneamente su delle misurazione e sul modello matematico del sistema. Questo algoritmo prende il nome dal suo creatore, il progettista ungherese Rudolf Kalman, ed è ampiamente utilizzato in una varietà di applicazioni, come la navigazione, il tracciamento di oggetti, l'elaborazione dei segnali e molto altro.

L'algoritmo del filtro di Kalman si sviluppa in due fasi fondamentali:

1. **Predizione dello Stato:** Nella prima fase, il filtro esegue una previsione sullo stato del sistema. Questa previsione si basa sullo stato precedente del sistema e sul modello matematico che descrive il comportamento del sistema nel tempo. L'obiettivo è ottenere una stima iniziale dello stato futuro del sistema.
2. **Correzione dello Stato con Misurazioni:** Nella seconda fase, il filtro utilizza le misurazioni effettive del sistema, comprensive di eventuali errori o rumore, per perfezionare la stima dello stato del sistema. Questa fase implica il calcolo di un guadagno di correzione, noto come guadagno di Kalman, che tiene conto delle incertezze nelle misurazioni e nelle previsioni. Il filtro quindi combina la previsione iniziale con le misurazioni attuali per ottenere una stima più precisa dello stato del sistema.

L'algoritmo del filtro di Kalman è noto per la sua capacità di gestire in modo efficiente il rumore e le incertezze nei dati misurati, migliorando progressivamente la stima dello stato del sistema con l'aggiunta di nuove misurazioni nel tempo. Questo lo rende uno strumento fondamentale in numerose applicazioni in cui è necessario monitorare e controllare sistemi dinamici in modo accurato.

Le applicazioni dei filtri di Kalman e delle loro varianti sono ampie e varie. Questi algoritmi trovano un uso diffuso in settori come la visione artificiale, la navigazione, l'econometria, l'elaborazione dei segnali e altro ancora. Nei sistemi di visione artificiale, i filtri di Kalman vengono impiegati per il tracciamento di oggetti in movimento, migliorando la stima di posizione e velocità

degli oggetti. Nel campo della navigazione, sono fondamentali per combinare dati provenienti da sensori diversi come GPS e IMU, per ottenere stime accurate della posizione e dell'orientamento dei veicoli. In econometria, i filtri di Kalman sono utilizzati per stimare variabili economiche non osservabili, mentre nell'elaborazione dei segnali contribuiscono a estrarre informazioni significative da segnali rumorosi. La fusione di sensori è un'applicazione chiave, in cui questi filtri combinano dati da diverse fonti per ottenere stime più precise dello stato del sistema. Inoltre, sono spesso utilizzati in combinazione con i regolatori lineari quadratici (LQR) per implementare il controllo lineare quadratico gaussiano (LQG), migliorando la capacità di controllo dei sistemi.

La flessibilità e la capacità di gestire dati rumorosi e incertezze rendono i filtri di Kalman strumenti indispensabili in molte applicazioni tecnologiche e scientifiche, contribuendo a migliorare la precisione delle stime e il controllo dei sistemi complessi.

7.1 EKF

Si può affermare che sono abbastanza rari i casi concreti che si lasciano descrivere in modo soddisfacente per mezzo di un modello dinamico lineare tale per cui possa essere applicato ad un filtro di Kalman [15]. Per questo motivo, partendo dalla formulazione originaria di Kalman furono sviluppati numerosi altri tipi di filtri di Kalman, tra cui il filtro di Kalman esteso comunemente applicato agli algoritmi di AHRS degli UAV.

L'EKF (filtro di Kalman esteso) è un algoritmo ampiamente utilizzato per la stima dello stato in sistemi non lineari. La sua efficacia si basa sulla linearizzazione delle equazioni del sistema al fine di rendere possibile l'applicazione del filtro di Kalman, che è originariamente progettato per sistemi lineari e gaussiani. Poiché risolvere esattamente problemi di stima di stato in sistemi non lineari con algoritmi a memoria finita è spesso impraticabile o computazionalmente costoso, l'EKF utilizza un approccio di linearizzazione, che significa approssimare il sistema non lineare con un sistema lineare nelle vicinanze del punto di operazione corrente. Questo punto di operazione viene solitamente rappresentato dalla migliore stima attuale dello stato, che è iterativamente aggiornata durante il processo di stima.

Il principio fondamentale dell'EKF è quello di linearizzare le equazioni dinamiche del sistema e quelle di misura in corrispondenza dell'attuale stima dello stato. Questo approccio consente di trattare il sistema come se fosse lineare nelle immediate vicinanze del punto operativo, anche se le equazioni sottostanti sono non lineari. L'EKF si basa sulle seguenti operazioni chiave:

1. **Predizione:** Durante la fase di predizione, le equazioni dinamiche del sistema non lineare vengono linearizzate intorno allo stato predetto corrente. Questo passaggio porta a una stima

predetta del nuovo stato e delle relative covarianze.

2. **Aggiornamento:** Durante la fase di aggiornamento, le equazioni di misura vengono anch'esse linearizzate intorno allo stato predetto. Queste misure vengono quindi utilizzate per correggere la stima predetta dello stato, generando una stima migliorata dello stato e delle relative covarianze.
3. **Calcolo delle Covarianze:** Le covarianze associate allo stato vengono aggiornate durante il processo di predizione e aggiornamento, tenendo conto degli errori di linearizzazione.
4. **Iterazione:** Il processo di predizione e aggiornamento è iterato a ogni campionamento, consentendo una stima continua e migliorata dello stato del sistema.

L'obiettivo dell'EKF è di mantenere errori di linearizzazione accettabili. La correttezza del risultato dipende dalla bontà dell'approssimazione lineare e dalla presenza di rumore nei dati di misura. Se il sistema non è molto distorto rispetto al punto operativo e i rumori di processo e misura sono gaussiani e di piccola entità, l'EKF può fornire stime abbastanza accurate dello stato.

Tuttavia, è importante notare che l'efficacia dell'EKF può diminuire quando le deviazioni dal modello lineare diventano significative o quando i rumori non sono gaussiani. In questi casi, possono essere necessarie altre tecniche di filtraggio, come il filtro di Kalman esteso iterativo (IEKF) o il filtro di particelle, che possono trattare meglio le non linearità e i rumori non gaussiani.

Capitolo 8

SIMULAZIONE FEM

Nella prima fase di progettazione, antecedentemente ai test, il sistema è stato simulato su **Matlab**. Questa simulazione si è resa di estrema importanza in quanto è stata necessaria per:

- determinare la miglior posizione e il numero dei sensori;
- determinare le performance minime dei sensori che garantissero una stima accettabile della forma dell'asta;
- determinare la frequenza di campionamento minima;
- testare il metodo che ricostruisce la forma dell'ala a partire dalle informazioni sull'orientazione dei sensori;
- determinare le prestazioni teoriche del sistema.

A tale scopo, oltre a simulare i dati provenienti dai sensori, è necessario avere una simulazione realistica del comportamento dell'asta. In particolare, è importante poter testare l'algoritmo di ricostruzione della forma dell'asta in condizione dinamiche, in quanto rappresenta la condizione operativa più complessa per un qualsiasi algoritmo AHRS. Si badi che in questo caso non si cerca di rappresentare in maniera più fedele possibile il comportamento dell'asta, bensì, creare un moto dell'asta realistico che possa essere utilizzato per generare i dati provenienti dagli IMU. La forma dell'asta proveniente dal FEM sarà quindi il riferimento esatto che verrà confrontato con il risultato ottenuto a partire dai dati degli IMU simulati. Per questo motivo il confronto e le prestazioni della ricostruzione della forma saranno valide anche nel caso in cui la simulazione FEM non sia pienamente fedele all'asta reale.

I test che verranno condotti in laboratorio nella seconda fase della progettazione del sistema di misura, sono semplicemente delle misurazioni effettuate con l'asta vincolata ad un'estremità e fatta oscillare imponendo uno spostamento iniziale. Perciò, la condizione dinamica che si cerca di rappresentare con la simulazione FEM corrisponde alla configurazione del test. Per semplificare

la simulazione, è stato deciso di trascurare qualsiasi effetto di smorzamento strutturale ed aerodinamico, come anche l'influenza della forza peso agente sull'asta. Di conseguenza, il moto che si ottiene sono le così dette oscillazioni libere, in cui non vi sono forze esterne, le quali possono essere ricostruite a partire da una simulazione numerica modale. Il risultato di questa analisi è una serie di modi di vibrare che, combinati linearmente, permettono di ricostruire l'oscillazione conoscendo le condizioni iniziali. I modi di vibrare che possono essere calcolati dal risolutore sono pari al numero di gradi di libertà del modello. Tuttavia, è possibile rappresentare in maniera sufficientemente accurata l'oscillazione libera, utilizzando un numero limitato di modi di vibrare tale da coinvolgere complessivamente la maggior parte della massa. Questa procedura è chiamata *Mode Truncation* [10] pp. 218-219. In casi come quello in esame, in cui si ha che uno dei momenti d'inerzia è molto minore rispetto agli altri, i primi cinque modi di vibrare saranno sufficienti per raggiungere la soglia minima di massa coinvolta, che solitamente è il 90%.

8.1 Analisi statica

L'analisi numerica è stata svolta con il software di pre e post processing *Patran*, il quale utilizza *MC Nastran* come risolutore. Grazie alla forma allungata dell'asta è stato possibile creare il modello con cento elementi monodimensionali, ognuno di lunghezza 10 mm. Al fine dell'analisi, è necessario fornire la forma e l'orientamento della sezione le quali sono informazioni facilmente ottenibili. Più complessa è invece la caratterizzazione del materiale del quale è necessario fornire al software il modulo di Young E , il modulo di Poisson ν e la densità ρ . Tuttavia, nel caso fosse stata simulata l'ala reale, la modellazione del materiale sarebbe risultata ben più complessa dovendo aver a che fare con una serie di materiali compositi costituiti a loro volta da strati ortotropi le cui caratteristiche meccaniche devono essere stimate.

Dell'asta utilizzata per i test non si conosce la specifica lega di alluminio di cui è composta perciò, almeno in prima istanza, è necessario utilizzare delle caratteristiche meccaniche medie dell'alluminio.

Modulo Elastico E [GPa]	Coef. di Poisson ν	Densità ρ [kg/m ³]
70	0.33	2700

Tabella 8.1: Caratteristiche meccaniche dell'alluminio utilizzate inizialmente

L'unico vincolo che è necessario inserire è un incastro ad una delle due estremità in cui vengono negati tutti i sei gradi di libertà. In questa fase del progetto non si conosce ancora il peso, il numero e la posizione dei sensori perciò nella simulazione FEM non sono stati considerati. In fu-

turo, quando queste informazioni saranno note, il modello potrà essere aggiornato, tuttavia, vista la loro massa irrisoria rispetto a quella dell'asta, la loro presenza ha per il momento un effetto del tutto irrisorio. Verrà poi verificato che i sensori causeranno una diminuzione della frequenza del primo modo di vibrare di solamente 0.4 Hz.

Come detto in precedenza, per il modulo di Young e il modulo di Poisson ν sono stati utilizzati dei valori medi. Per verificare la loro correttezza sono stati condotti dei semplici test i cui risultati sono stati confrontati con delle simulazioni del modello FEM. Un primo test, consisteva nel misurare lo spostamento dell'estremità dell'asta a causa di una forza applicata tramite una massa appesa all'asta. Il valore misurato è stato confrontato con quello ottenuto da una simulazione FEM che riproduceva la stessa condizione del test. La soluzione adottata è di tipo non lineare per poter gestire correttamente i grandi spostamenti ottenuti durante il test. Per ridurre l'effetto di eventuali incertezze di varia natura, sono state condotte sei prove con diversi carichi. A questo punto è stato sufficiente variare il modulo di Young E del modello affinché lo scarto medio rispetto alle prove fosse minimo. La densità ρ è stata invece migliorata semplicemente calcolando tale valore conoscendo il peso e il volume dell'asta.

	Test		FEM							
			E = 6.95e10 Pa		E = 6.90e10 Pa		E = 6.85e10 Pa		E = 6.80e10 Pa	
#	Load [N]	f [mm]	f [mm]	Diff %	f [mm]	Diff %	f [mm]	Diff %	f [mm]	Diff %
1	0,11772	36	37,1	-4,63	37,3	3,61	37,6	4,44	37,9	5,28
2	1,3734	59	58,9	-2,48	59,3	0,51	59,7	1,19	60,2	2,03
3	2,60946	81	80,2	-1,60	80,8	-0,25	81,4	0,49	81,9	1,11
4	3,74742	101	99,7	-1,29	100	-0,99	101	0,00	102	0,99
5	5,25816	126	125	-1,57	126	0,00	127	0,79	128	1,59
6	6,52365	150	147	-2,00	148	-1,33	149	-0,67	150	0,00
Media [Diff %]				2,26		1,11		1,26		1,83

Figura 8.1: Risultati del test di flessione per la validazione del modello FEM

A seguito del primo test, è stato modificato per semplicità solamente il modulo elastico, anche perché il modulo di Poisson, fissato a $\nu = 0.33$, ha pochissima influenza sulla freccia f durante una flessione di una trave. Nella figura 8.1 sono presenti i test delle prove a flessione. Il carico *Load* corrisponde alla forza applicata all'asta a 300 mm dall'estremità libera. f è la freccia in millimetri, ossia lo spostamento verticale dell'estremità libera. Sono presenti le sei misurazioni del test in laboratorio e le stime ottenute numericamente con quattro valori diversi del modulo di Young. Il modulo che è stato scelto, $E = 6.9e10 Pa$, corrisponde al valore che ha generato il minor errore percentuale medio nella stima della freccia f .

8.2 Analisi modale

Un secondo test ha validato il comportamento dinamico dello stesso modello precedente. L'asta, vincolata ad un'estremità, è stata fatta oscillare imponendo uno spostamento iniziale. Facendo compiere l'oscillazione orizzontalmente, l'effetto della gravità può essere trascurato. Con una videocamera è stato ripreso il moto allo scopo di ottenere la frequenza misurando il periodo dell'oscillazione. Il tempo tra due passaggi è stato ottenuto conoscendo il frame rate della registrazione e il numero di frame tra i due istanti. La frequenza ottenuta, pari a 3.2 Hz, è risultata di poco inferiore a quella del modo di vibrare principale dell'asta ottenuto con un simulazione modale, pari a 3.3 Hz. Questa piccola discrepanza, oltre alle imprecisione del modello, può essere attribuita agli effetti dissipativi di natura aerodinamica inevitabilmente presenti nei test. Anche lo smorzamento strutturale ha un'influenza sulla frequenze di oscillazione ma, soprattutto per i metalli, è così piccola da poter essere trascurata. Come facilmente prevedibile, il primo modo di vibrare corrisponde quasi completamente ad un moto di flessione ed è di gran lunga il modo principale con una frazione di massa effettiva del 61%. Per il solo scopo di generare l'oscillazione per la simulazione del sistema su **Matlab**, è sufficiente utilizzare il primo modo di vibrare dell'asta. Questa approssimazione, come detto in precedenza, è assolutamente accettabile in quanto, il moto generato ha lo scopo di essere un riferimento per generare i valori simulati degli IMU e per avere un riferimento esatto per confrontare la forma stimata dall'algoritmo. Inoltre, usando un solo modo di vibrare, generare l'oscillazione sarà molto più semplice perché la forma dell'oscillazione in ogni istante sarà nota a meno di una sola costante, che può essere manipolata per controllare l'ampiezza dell'oscillazione. La frequenza del moto sarà quella associata al modo di vibrare.

8.3 Analisi transient

In aggiunta all'analisi precedente, è necessario avere anche un'analisi che possa rappresentare al meglio il comportamento dell'asta durante i test. Questo perché la simulazione rappresenterà uno dei riferimenti con cui verrà confrontata e giudicata la stima della ricostruzione della forma dell'asta. Il confronto con una simulazione FEM è possibile solo ed esclusivamente perché il modello FEM è estremamente semplice grazie alla decisione di utilizzare una banale asta rettangolare di alluminio come base del sistema di misura. Questa semplificazione permette di assumere che la simulazione FEM abbia un'incertezza sufficientemente bassa da poter essere utilizzata come riferimento esatto. Questo non sarebbe assolutamente possibile con una simulazione complessa come

quella per l'ala di KowalSky.

La simulazione FEM non è l'unico riferimento utilizzabile, tuttavia, la complessità e la disponibilità tecnologica delle varie alternative ha reso la simulazione l'unica modalità considerata durante le prime fasi dello studio. In un secondo momento si sono resi possibili altri sistemi di riferimento di cui verrà discusso in seguito.

La simulazione ha l'intento di rappresentare i test in cui l'asta, vincolata ad un'estremità, viene fatta oscillare partendo da una condizione iniziale instabile. Operativamente, verrà afferrata a mano l'estremità dell'asta spostandola di una certa distanza dalla posizione di equilibrio. Una volta rilasciata inizierà ad oscillare con un'ampiezza che diminuisce nel tempo a causa dello smorzamento strutturale ed aerodinamico. Sull'asta agirà, la forza peso, la forza d'attrito con l'aria e l'effetto dell'incastro all'estremità. Il comportamento dell'asta sarà quindi dinamico e con una certa variazione nel tempo. Per simulare un fenomeno del genere è necessario ricorrere ad una simulazione di tipo *transient* modale [10] pp. 214-219. Questa tipologia di risolutore permette di applicare all'asta delle interazioni dinamiche e di ricostruirne la risposta. In questo caso sarà necessario applicare all'asta una forza tale per cui l'estremità raggiunga lo spostamento desiderato per poi istantaneamente annullare la presenza della forza per simulare il rilascio. Il modulo della forza all'istante zero sarà nullo, per poi aumentare linearmente fino al valore finale; nell'istante successivo la forza avrà nuovamente valore nullo fino alla fine della simulazione. Il picco della forza deve essere raggiunto in un tempo inferiore al periodo del primo modo di vibrare per evitare che nascano delle oscillazioni prima del rilascio della forza.

In aggiunta al modello usato per le simulazioni precedente, è necessario fornire un valore indicativo dello smorzamento. Tale valore avrà un effetto significativo sulla dinamica dell'oscillazione. La conseguenza principale è la progressiva diminuzione dell'ampiezza delle oscillazioni che portano l'asta a fermarsi. Come già detto, si ha anche un piccolo effetto di riduzione delle frequenze di oscillazione che però può essere trascurato in quanto la variazione è trascurabile, difatti, non è nemmeno considerata dal risultare. Per le analisi transient modali il valore da indicare per descrivere lo smorzamento strutturale è il *rapporto di smorzamento viscoso* ξ il quale in genere non è facilmente calcolabile a causa della complessità del fenomeno dello smorzamento. In generale dipende da molti fattori come: il materiale, l'entità degli stress, forze interne, numero di cicli, geometria, qualità superficiale e temperatura. Secondo F. Orban [11], il rapporto di smorzamento può assumere i seguenti valori:

Rapporti di smorzamento significativi

Sistemi	Rapporto di smorzamento viscoso ξ
Metalli (in regime elastico)	< 0.01
Strutture metalliche continue	0.02 - 0.04
Strutture metalliche con giunzioni	0.03 - 0.07

A causa delle grande variabilità dei valori in tabella, è difficile assumere un valore perciò è stata utilizzata la procedura sperimentale descritta da F. Orban [11] pp. 11 per calcolare ξ a partire da dati sperimentali e analitici. Come misure di riferimento è stata utilizzata l'accelerazione misurata durante un test di oscillazione condotto orizzontalmente per poter trascurare l'effetto della forza peso. La frequenza di oscillazione teorica è stata presa la frequenza del primo modo di vibrare ottenuta da un'analisi modale. I semplici calcoli del procedimento hanno condotto ad un valore di $\xi = 0.02197$ il quale è stato successivamente verificato di cui verrà discusso successivamente.

Per l'analisi transient è necessario specificare il numero di passi di integrazione nel tempo e la loro lunghezza. L'ampiezza dell'integrazione è un parametro fondamentale per un simulazione corretta e deve essere scelto un valore tale per poter descrivere bene la forzante ma soprattutto per poter cogliere tutti i fenomeni dinamici a cui si è interessati. In particolare, per il teorema di Nyquist è necessario che il tempo di integrazione sia inferiore alla metà del periodo del modo di vibrare con frequenza maggiore che si vuole cogliere. Nel caso in esame, con l'asta e i sensori montati si ha che per raggiungere almeno il 90% di massa coinvolta è necessario scendere fino al quinto modo di vibrare a cui è associate una frequenza di 102 Hz. Di conseguenza, il passo di integrazione deve essere al più 0.0049 secondi. Grazie alla semplicità del modello, è possibile utilizzare un passo di soli 0.001 secondi senza ripercussioni particolari sui tempi di calcolo e perciò così è stato fatto.

Il grafico 8.2 mostra la variazione nel tempo della forza applicata all'estremità dell'asta. In particolare, il vero valore della forza considerata viene ottenuto scalando il grafico di una costante la cui entità viene scelta in base allo spostamento dell'estremità che si vuole raggiungere prima che venga rilasciata l'asta. Dal grafico si può verificare che il passo d'integrazione scelto permette un'ottima rappresentazione del picco di forza la quale, come previsto, si azzerava istantaneamente in 0.2 secondi.

Come detto in precedenza, per individuare il valore di rapporto di smorzamento viscoso, è stato necessario avere delle misure di accelerazione misurare durante una test di oscillazione. Questi

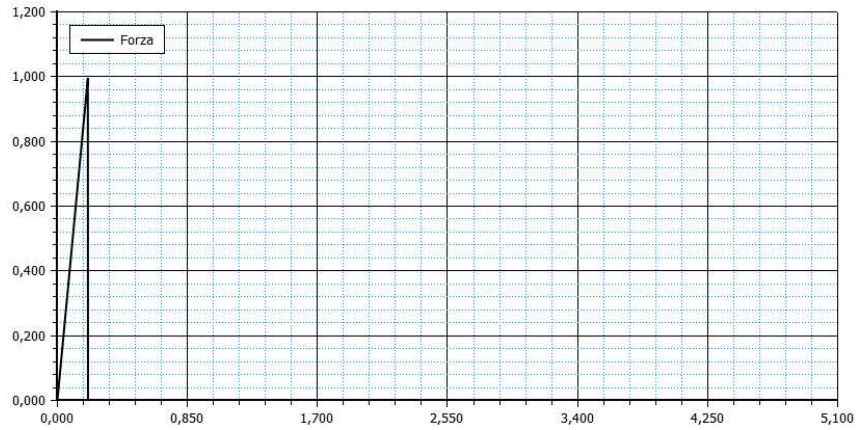


Figura 8.2: Variazione nel tempo [s] della forza [N] applicata all'estremità.

valori sono stati acquisiti direttamente dagli IMU la cui installazione e posizione sull'asta verrà affrontata in seguito. Tuttavia è necessario considerare la loro presenza nel modello FEM in quanto la loro massa, assieme a quella dei cavi, influenza il comportamento dinamico dell'asta. Per fare ciò, è sufficiente inserire delle masse concentrate in corrispondenza dei baricentri dei sensori. La massa dei cavi è stata invece inserita tramite la *non-structural mass*, in termini di densità lineare, presente tra le proprietà degli elementi *beam*. I cavi sono stati vincolati all'asta con degli elastici per evitare che possano muoversi eccessivamente durante i test; si può quindi assumere che si spostino rigidamente con l'asta.

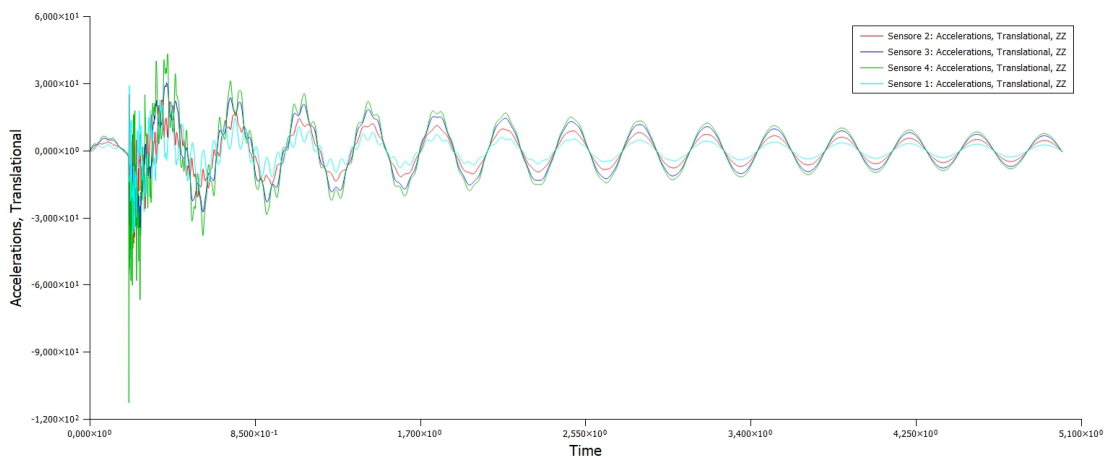


Figura 8.3: Accelerazione [N/m^2] ricavata dal FEM dei quattro punti relativi ai sensori

Per verificare la correttezza del rapporto di smorzamento viscoso, è stata confrontata l'accelerazione misurata durante il test di oscillazione orizzontale con l'accelerazione ottenuta dalla simulazione transient. Nel modello FEM, per rappresentare il fatto che l'oscillazione avviene

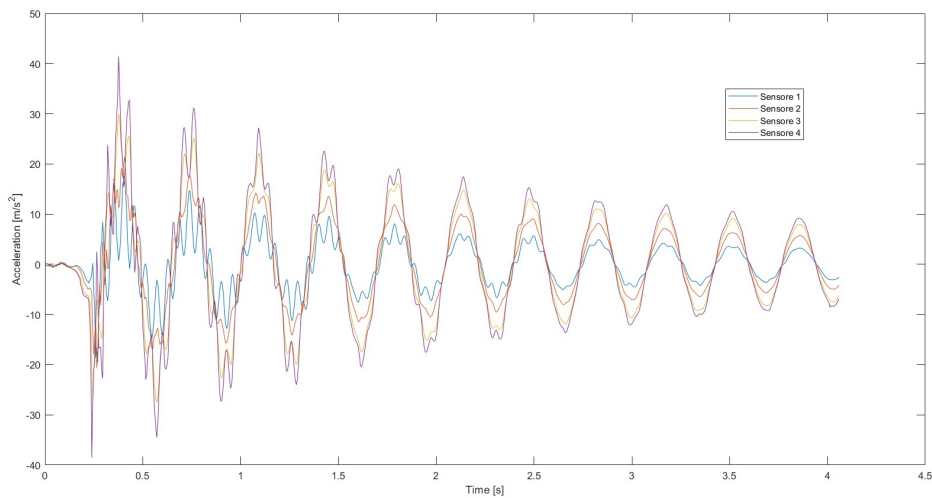


Figura 8.4: Accelerazione misurata dai quattro IMU

orizzontalmente, è sufficiente ruotare il vettore gravità. Il calcolo del rapporto di smorzamento viscoso e la sua verifica è stata fatta usando le misure dell'IMU più vicino all'estremità libera dove le accelerazioni sono maggiori e perciò i confronti sono più precisi. Dal modello FEM sono stati utilizzati i valori relativi al nodo corrispondente alla posizione del sensore utilizzato. Prima di valutare la correttezza del rapporto di smorzamento è stata notata una discrepanza della frequenza del primo modo di vibrare tra la simulazione e i dati misurati. L'analisi FEM mostrava una prima frequenza di 3.1 Hz mentre dalle misure si rileva un picco nello spettro di frequenza a soli 2.89 Hz. Assumendo come vere le misure degli IMU, l'errore è stato attribuito all'analisi numerica. La differenza con il primo modello senza sensori, di cui era già stata verificata la correttezza delle frequenze, è l'aggiunta delle masse relative ai sensori e dei cavi. Di conseguenza, l'errore nella frequenza è stata attribuita al valore di queste masse. Al fine di avere una frequenza di oscillazione corretta tra modello e misure, è stato deciso di modificare il valore delle masse nel modello FEM, consapevoli della differenza rispetto al valore misurato con una bilancia. La massa misurata dei singoli sensori è di 3 g mentre nel modello è stata portata a 7 g. La densità lineare calcolata dei cavi è di 10.8 g/m, mentre nel modello è stato usato il valore 13 g/m. Così facendo, la frequenza del primo modo di vibrare del modello è scesa a 2.88 Hz. Le vere cause della differenza iniziale tra modello e misure possono essere molteplici, come ad esempio: la presenza degli elastici, il movimento dei cavi, l'incertezza sulla misurazione e modellazione della posizione dei sensori e la semplificazione con il quale si è assunto che la massa dei cavi sia linearmente omogenea. Tuttavia, tutte queste fonti di incertezza sono state, per semplicità, considerate modificando un unico parametro, ossia le masse dei sensori e cavi. Dallo spettro delle frequenze delle misure si possono

individuare i picchi relativi alle frequenze anche dei modi di vibrare successivi. Nella tabella successiva sono stati confrontati i valori delle frequenze ed è riportato lo scarto percentuale.

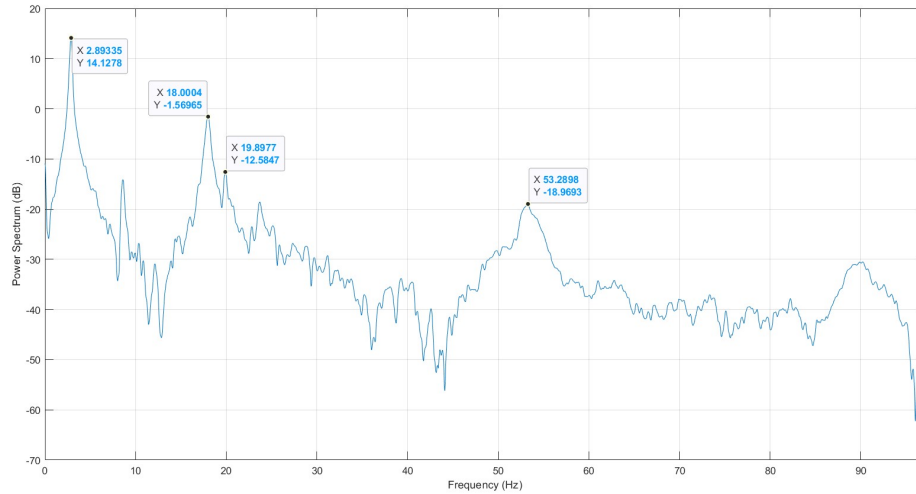


Figura 8.5: Spettro delle frequenze dell'accelerazione misurata dall'IMU più esterno

Confronto frequenze			
N.	Analisi Modale	Spettro di Frequenza	E %
1	2.88	2.89	0.35
2	18.83	18.00	4.61
3	20.07	19.90	0.85
4	52.45	53.29	1.58
5	102.41	/	/

Tabella 8.2: Confronto frequenze [Hz] dei modi di vibrare

Le frequenze dei primi modi di vibrare sono state colte con buona precisione, ad esclusione del secondo modo al quale è associato un errore relativo del 4.61 %. Non è stata individuata la motivazione di questo errore. Nello spettro dell'accelerazione misurata compaiono anche altri picchi locali la cui origine può essere ricondotta a fenomeni esterni come la vibrazione di macchinari presenti nelle vicinanze, ad esempio, il condizionatore e il frigo del laboratorio. Il sistema di acquisizione dati dai sensori, descritto nei capitoli successivi, nella configurazione impiegata in questo test riesce ad acquisire i dati con una frequenza di 194 Hz. Ciò significa che, per il teorema di Nyquist, si può tracciare lo spettro di frequenza fino al valore di 97 Hz, perciò non è possibile rilevare il picco relativo al quinto modo di vibrare.

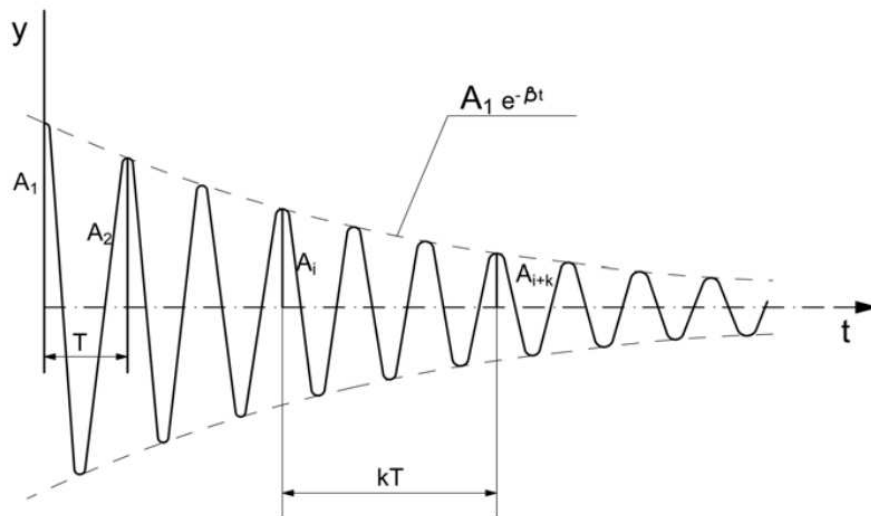


Figura 8.6: Risposta di un classico sistema *under-damped*

A questo punto è stato possibile passare alla validazione del rapporto di smorzamento viscoso. Per fare ciò è stata prima modificata la forza massima del modello FEM per far sì che il primo picco di accelerazione coincidesse tra test e simulazione. Il picco che è stato considerato come primo in realtà è il secondo, in quanto il primo risulta difficilmente sovrapponibile in quanto risulta dominato da oscillazioni di alta frequenza. Oltre ad una corrispondenza visiva dei picchi, è stata utilizzato un parametro più oggettivo per valutare la correttezza dello smorzamento. Secondo [11], il decremento delle oscillazioni è in qualche modo costante nel tempo e può essere descritto da un'equazione logaritmica del tipo:

La curva in 8.6, che descrive l'andamento dei picchi dell'oscillazione, dipende quindi da un valore iniziale A_1 e da un coefficiente costante β . Il valore A_1 non deve essere necessariamente relativo al primo picco bensì può essere di un picco qualunque in quanto la relazione è appunto indipendente dal tempo. Il coefficiente β è facilmente calcolabile e utile per caratterizzare lo smorzamento. Questo valore può essere calcolato come segue:

$$\delta = \frac{1}{k} \ln \frac{A_i}{A_{i+k}}$$

$$\delta = \beta * T$$

$$\beta = \frac{\delta}{T} = 2\pi\xi f_1$$

Come per la stima iniziale di ξ , il valore δ si ottiene dal valore di due picchi, il picco i -esimo e il $(i+k)$ -esimo. T è il periodo medio delle oscillazione che separarono i due picchi, ossia il tempo

che intercede fra k e β . L'espressione 8.3 lega il coefficiente β e il coefficiente di smorzamento viscoso ξ . f_1 è la frequenza del primo modo di vibrare. Utilizzando il valore inizialmente stimato $\xi = 0.02197$ si ottiene un andamento visibilmente meno smorzato rispetto alle misure dell'IMU. Nell'immagine 8.7 sono sovrapposte le due curve in cui si nota che i picchi della simulazione sono più sempre più alti. In questo caso è stato ottenuto un $\beta = 0.3172$, mentre il β obiettivo relativo alle misurazioni dell'IMU è di 0.3957.

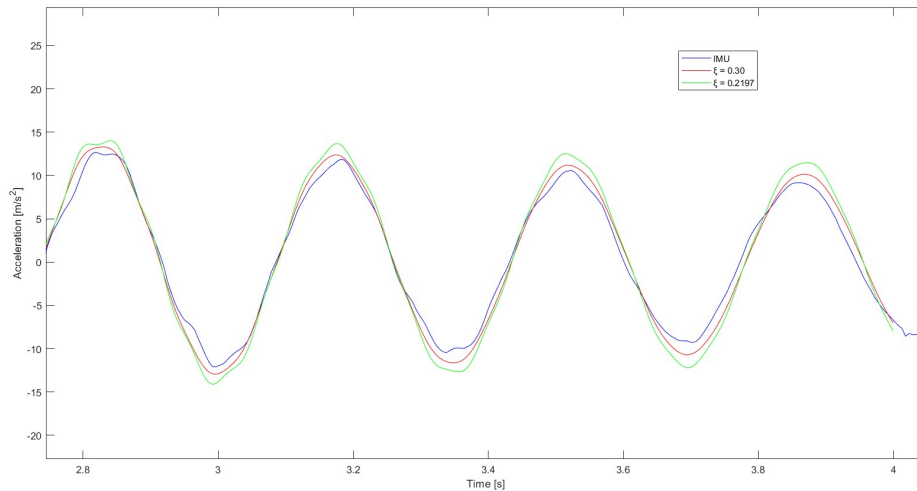


Figura 8.7: Confronto 7°, 8°, 9°, 10° picco tra l'accelerazione misurata (blu) e quella simulata con due diversi rapporti di smorzamento viscoso ξ

A questo punto è stato modificato ξ in maniera incrementale fino a raggiungere il valore di 0.03 tale per cui si ha ottenuto un comportamento sufficientemente analogo a quello ottenuto dall'IMU. Con il valore del rapporto di smorzamento viscoso definitivo si ottiene un $\beta = 0.3578$ il quale non si discosta di molto da quello che caratterizza la curva reale. Confrontando le due curve si può notare che il risultato ottenuto ha i picchi iniziali leggermente sottostimati mentre gli ultimi picchi considerati eccedono leggermente il valore misurato. Ciò denota che lo smorzamento non segue perfettamente un andamento logaritmico come assunto inizialmente. Inoltre si può notare come i primi picchi, sebbene sottostimati, siano più vicini al valore misurato con l'IMU; mentre nella seconda parte lo scostamento è maggiore ed ha segno opposto. Di conseguenza, utilizzando solamente le prime sei oscillazioni, anziché dieci, per il calcolo di β si ottiene un valore di 0.4156 per la simulazione e 0.4127 per l'accelerazione misurata.

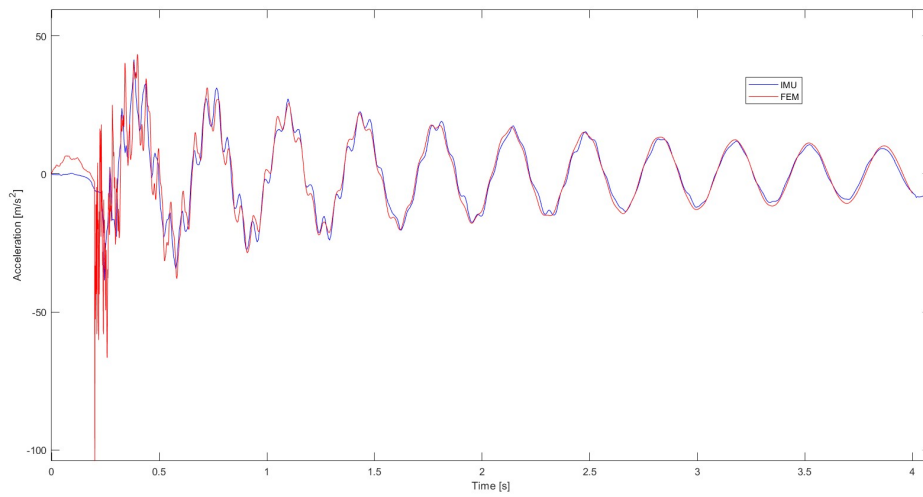


Figura 8.8: Confronto accelerazione IMU vs FEM

Capitolo 9

METODI DI STIMA DELLA DEFORMATA

Una volta determinata l'orientazione dei vari sensori *slave*, sulla base di queste informazioni è necessario ricostruire la forma dell'asta. A tale scopo, in questo studio sono stati sviluppati e confrontati due metodi differenti.

9.1 Interpolazione

Il primo metodo di ricostruzione che è stato sviluppato si basa su una semplice interpolazione dell'inclinazione dei sensori. Riuscendo in qualche modo a conoscere l'inclinazione di ogni punto dell'ala è poi immediatamente possibile ottenere la posizione di ogni punto. Si assume che l'orientazione dei sensori sia equivalente all'orientazione dell'asta nei punti in cui si trovano i sensori. Conoscendo quindi l'inclinazione dell'asta in un numero ridotto di punti, è possibile interpolare questi valori per determinare l'inclinazione di ogni punto dell'asta, da cui poi si ricava la loro posizione nello spazio. Non utilizzando ulteriori informazioni per tracciare la variazione di inclinazione tra un sensore e l'altro si compie una certa approssimazione nel ricostruire la forma dell'asta. Tuttavia, non è detto che l'errore compiuto sia oltremodo eccessivo e difatti è possibile, e necessario, compiere dell'analisi per determinare se il metodo è sufficientemente accurato. Evidentemente, maggiore è il numero di IMU utilizzate, maggiore saranno i punti dell'asta di cui si conosce l'inclinazione e perciò migliore sarà la stima della forma. D'altro canto però, non è realistico avere un numero eccessivo di sensori in quanto il costo e la gestione dei cavi peggiora all'aumentare del numero di sensori. Facendo uso di analisi è necessario determinare un numero di sensori tale per cui si raggiunga un giusto compromesso tra qualità e costo del sistema.

Per verificare l'accuratezza del metodo sono state condotte delle analisi in cui lo scopo era di ricostruire la curva dell'inclinazione di tutta l'asta conoscendone il valore esatto solamente in alcuni punti. Per fare ciò è stata importata in *Matlab* la forma dell'asta relativa ad un certo istante di un'oscillazione ottenuta da una simulazione FEM di tipo transiet. La curva di inclinazione importata dall'analisi numerica è assunta come riferimento esatto con il quale verrà confrontata la

stima ottenuta tramite l'interpolazione. Di questa soluzione esatta vengono poi selezionati alcuni punti, corrispondenti ai sensori, con il quale verrà condotta l'interpolazione. Variando posizione e numero dei sensori sarà possibile determinare anche l'influenza che questi parametri hanno sulla qualità della stima. Per quantificare l'accuratezza del metodo viene calcolato l'errore percentuale quadratico medio RMSE, il quale verrà utilizzato come parametro di confronto tra le varie prove. L'asta intera nel modello numerico e nel modello di *Matlab* è composta da 101 nodi e 100 elementi monodimensionali lunghi 10 mm.

In una prima analisi sono stati confrontati diversi metodi di interpolazione. Per effettuare tutte le interpolazioni di questo studio è stato utilizzato il comando *griddedInterpolant* presente in *Matlab* con il quale è possibile scegliere metodo matematico di interpolazione ed estrapolazione. In questa analisi verranno confrontate solamente il metodo *linear* e il metodo *spline*. Il primo è una semplice interpolazione lineare il quale non garantisce una derivata prima continua. Il metodo *spline*, basato su un algoritmo di spline cubica, assicura di avere la derivata prima e seconda continue. Non vi sono altri metodi di interpolazione del comando *griddedInterpolant* che garantiscano continuità della derivata seconda. Per il confronto è stata utilizzata una configurazione con quattro sensori di cui il primo posto a 300 mm dall'incastro e l'ultimo all'estremità libera. Gli altri sensori sono posti equidistanti tra il primo e l'ultimo.

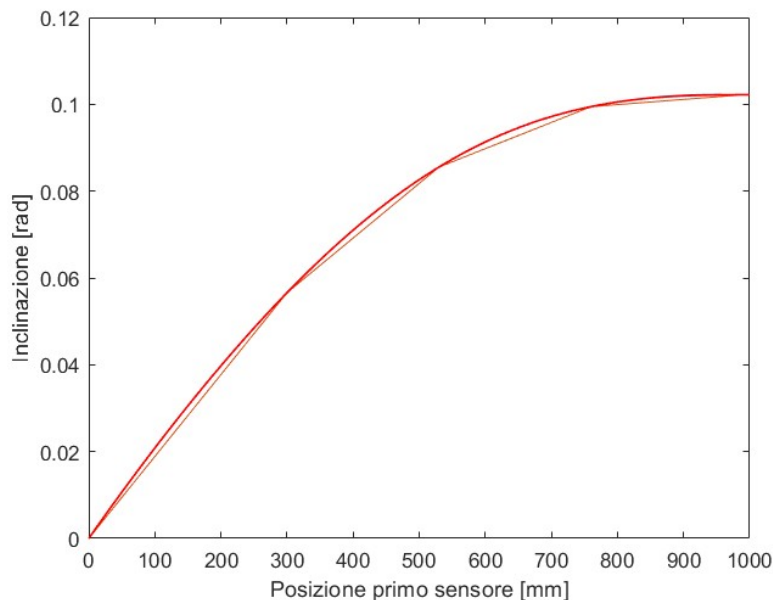


Figura 9.1: Confronto tra il metodo *spline* e quello *linear*

Nel grafico 9.1 sono presenti le curve dell'inclinazione ottenute con il metodo *spline* in blu, con il metodo *linear* e quella reale in rosso. Tuttavia quella ottenuta tramite spline non è visibile

perché è quasi perfettamente sovrapposta alla curva rossa di riferimento. La curva ottenuta con il metodo lineare è invece riconoscibile in quanto si discosta abbastanza da quella reale. Il valore RMS dell'errore percentuale dell'orientazione offre un confronto più oggettivo tra i due metodi. Con il metodo *spline* si ottiene un RMSE di 0.10 mentre con il metodo *linear* si ottiene 4.45, una differenza sostanziale. Per tutte le interpolazioni di questo studio verrà utilizzato il comando *griddedInterpolant* con il metodo *spline*. Lo stesso metodo è applicato anche nel caso di estrapolazione di dati. In realtà, come si vedrà, l'ultimo sensore è sempre posto il più vicino possibile all'estremità libera, mentre l'incastro costituisce un ulteriore punto di valore noto utile all'interpolazione. Di conseguenza, l'intera lunghezza dell'asta ricade all'interno del dominio dell'interpolazione. In una seconda analisi è stato fatto variare da due a sette il numero di sensori, ossia di punti in cui il valore è noto. Il primo sensore è posto sempre a 300 mm dall'incastro mentre l'ultimo sensore è sempre all'estremità libera. Gli altri sensori sono equamente distribuiti tra il primo e l'ultimo.

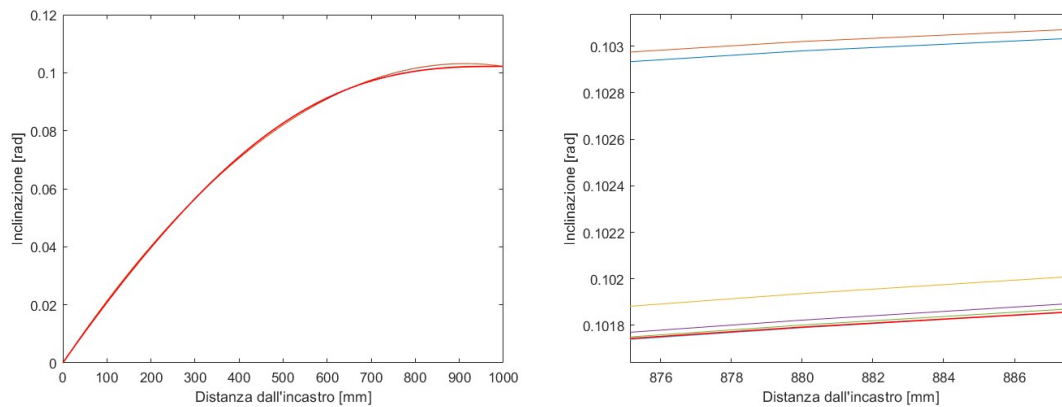


Figura 9.2: (Sinistra) Grafico inclinazione con un numero diverso di sensori. (Destra) Particolare del grafico inclinazione con un numero diverso di sensori

N. sensori	2	3	4	5	6	7
RMSE Inclinazione	1.30	1.28	0.10	0.13	0.18	0.19
RMSE Altezza	1.42	1.39	0.09	0.16	0.23	0.24

Tabella 9.1: RMS dell'errore percentuale dell'inclinazione e dell'altezza al variare del numero di sensori

Dal grafico precedente si può notare che tutte le varie stime riescono a ricalcare l'andamento qualitativo della curva di riferimento (rosso), tant'è che le curve sono tutte quasi completamente sovrapposte. Lo scostamento maggiore è presente negli ultimi 200 mm dell'asta a seguito del

cambiamento della pendenza della curva. Tuttavia, il RMSE mette in evidenza come le stime con due e tre sensori sono decisamente meno accurate di quelle con un numero di sensori maggiore. In aggiunta, si può dire che aumentare il numero di sensori oltre a 4 non comporta particolare miglioramenti delle prestazioni, anzi, nel caso in esame sembra esserci un leggero peggioramento. Le considerazioni sono le stesse anche spostando la posizione del primo sensore.

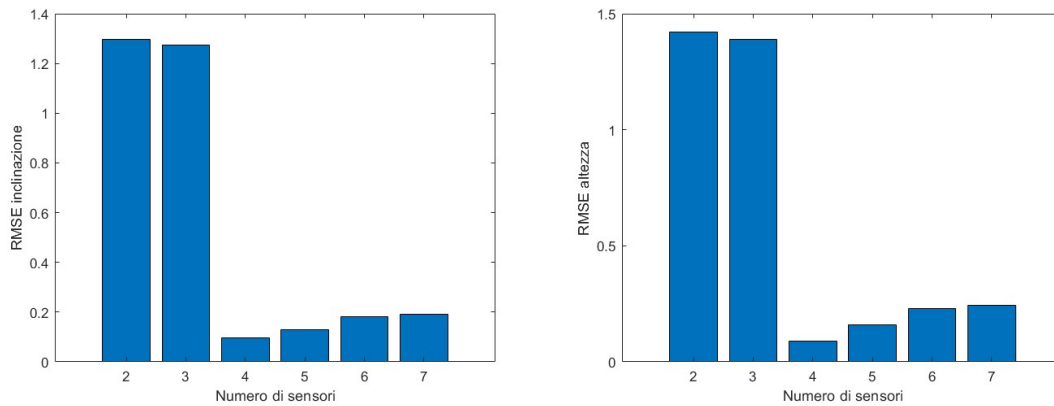


Figura 9.3: RMS dell'errore percentuale dell'inclinazione (sinistra) e dell'altezza (destra) al variare del numero di sensori

Nella terza analisi condotta si indaga quale possa essere la miglior posizione dei sensori. In particolare, utilizzando sempre quattro sensori, viene fatta variare la posizione del primo sensore utilizzando le seguenti distanze dall'incastro: 100, 200, 300, 400, 500, 600 e 700 mm. Come prima, gli altri sensori sono distribuiti equamente tra il primo e l'ultimo.

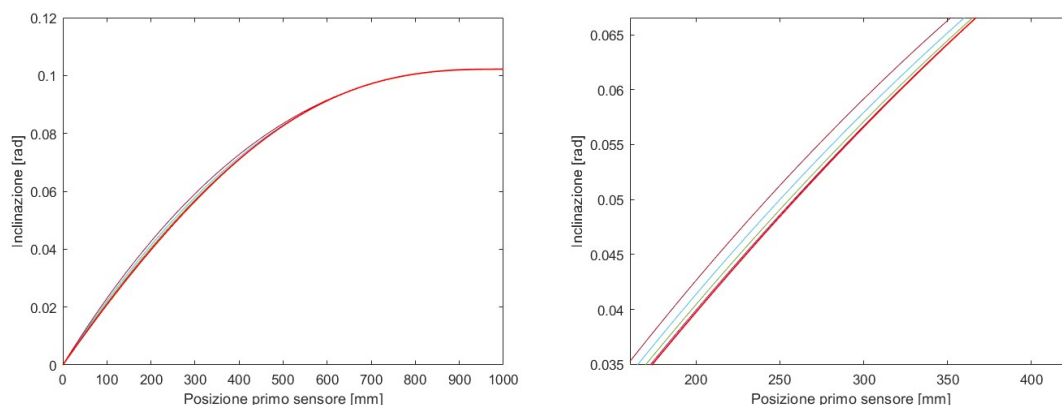


Figura 9.4: (Sinistra) Grafico inclinazione con diverse posizioni del primo sensore. (Destra) Particolare del grafico inclinazione con diverse posizioni del primo sensore

In maniera analoga all'analisi precedente, anche in questo caso tutte le configurazioni testate sono riuscite a tracciare l'andamento qualitativo della curva dell'inclinazione. In questo caso lo scostamento maggiore si nota nella prima metà dell'asta. Anche per questa analisi, i valori RMS dell'errore percentuale dell'altezza e dell'inclinazione mostrano come in realtà ci sia una certa variabilità della qualità dell'interpolazione. In particolare, ponendo il primo sensore tra 100 e 400 mm si ottiene una stima molto buona della curva di riferimento. Invece, gli errori aumentano molto posizionando il primo sensore nella seconda metà dell'asta con un errore sempre maggiore all'aumentare della distanza dall'incastro.

Posizione 1° sens. [mm]	100	200	300	400	500	600	700
RMSE Inclinazione	0.08	0.18	0.14	0.32	1.29	2.96	5.14
RMSE Altezza	0.08	0.22	0.17	0.39	1.62	3.75	6.53

Tabella 9.2: RMS dell'errore percentuale dell'inclinazione e dell'altezza al variare del numero di sensori

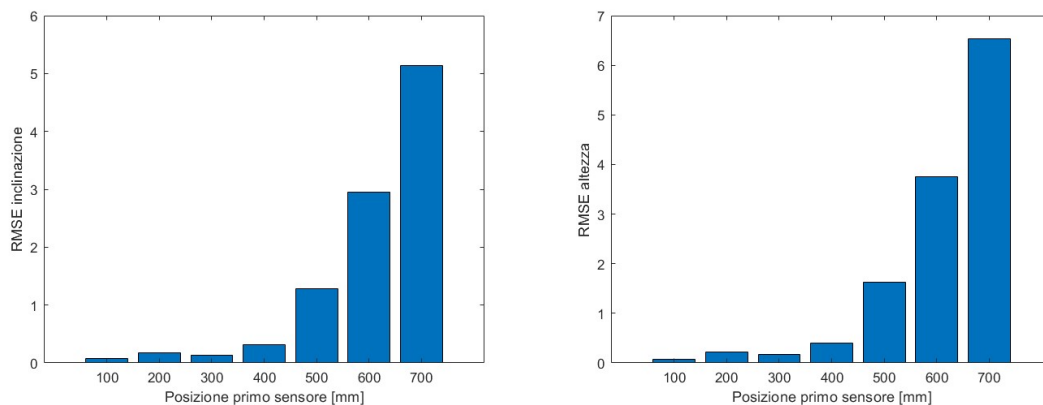


Figura 9.5: (Sinistra) Grafico inclinazione con diverse posizioni del primo sensore. (Destra) Particolare del grafico inclinazione al variare del numero di sensori

In ultimo, sono state combinate le due variabili. Tuttavia non appaiono tendenze diverse da quelle già descritte.

I valori prestazionali discussi precedentemente dipendono fortemente dalla forma della curva dell'inclinazione. Questa forma ovviamente varia nel tempo durante l'oscillazione dell'asta. L'istante da cui è stata scelta la curva dell'inclinazione usata per le analisi corrisponde ad uno dei primi picchi dell'oscillazione, ossia quando si ha la massima deformazione. Dall'analisi transiet si può verificare che in ogni picco la curva dell'inclinazione ha qualitativamente la stessa forma,

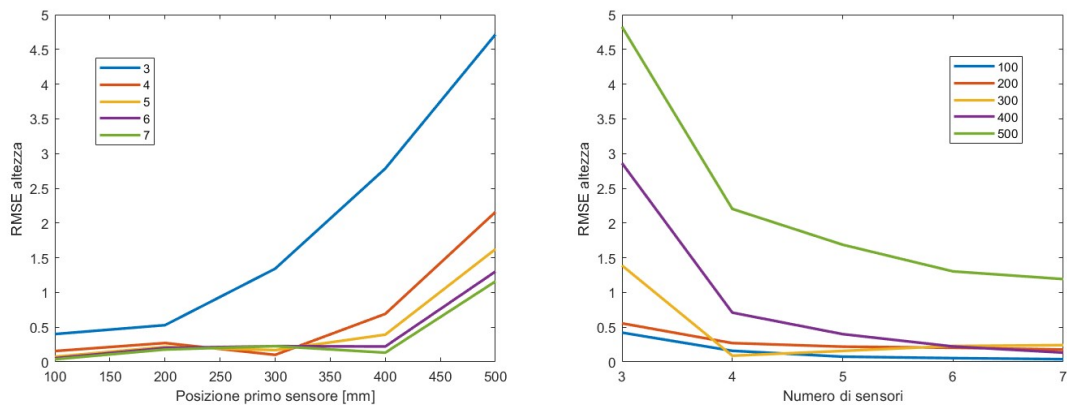


Figura 9.6: (Sinistra) Grafico inclinazione con diverse posizioni del primo sensore. (Destra) Particolare del grafico inclinazione con diverse posizioni del primo sensore

perciò le prestazioni del metodo di interpolazione sono simili. In altre fasi dell'oscillazione, la curva dell'inclinazione ha una forma più complessa, non più monotona, in cui il metodo di interpolazione ha errori percentuali decisamente superiori. Tuttavia, in queste fasi dell'oscillazione, l'inclinazione e lo spostamento dell'asta è molto piccolo rispetto a quando si trova ai picchi, perciò gli errori assoluti dell'interpolazione sono del tutto trascurabili.

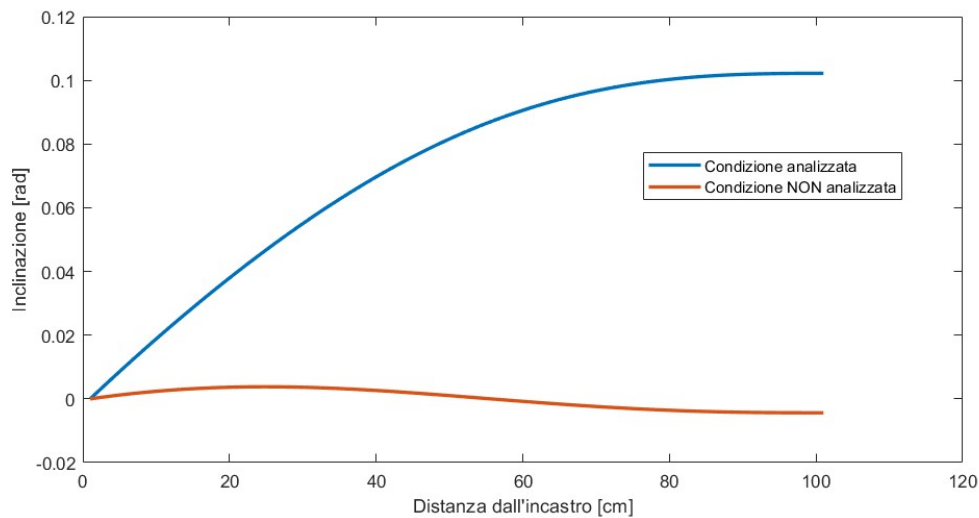


Figura 9.7: Confronto curva inclinazione analizza (blu) con una condizione non analizzata (arancione)

9.2 Funzione di forma

Il secondo metodo per la ricostruzione della forma dell'asta a partire dall'orientazione dei sensori si basa su un concetto completamente diverso dal metodo precedentemente. Riprendendo i concetti dell'analisi modale, è possibile descrivere l'oscillazione libera dell'asta tramite un'opportuna combinazione lineare di una serie di forme modali. Come già detto, il modello numerico dell'asta possiede cento gradi di libertà perciò è possibile estrarre altrettanti modi di vibrare che possono essere combinati per ricreare l'oscillazione. Tuttavia, solo i primissimi modi, ossia quelli con frequenza minore, coinvolgono una quantità significativa della massa dell'asta; è quindi possibile semplificare la combinazione lineare usando solo un numero molto ridotto di modi di vibrare. In particolare, nel caso in esame in cui si ha un momento d'inerzia molto minore rispetto agli altri, il primo modo di vibrare coinvolge la gran parte della massa, ossia il 60%. Semplificando al massimo il problema si può quindi pensare di descrivere l'oscillazione solamente con il primo modo di vibrare. Grazie a questa approssimazione si avrebbe una notevole semplificazione, non solo computazionale, ma anche del sistema di misura, in quanto sarebbe teoricamente necessario solamente un sensore. Infatti, con un solo modo di vibrare, il sistema di equazione lineari si riduce alla risoluzione di un'unica equazione ad un'incognita. Tale equazione, grazie all'analisi modale, può essere scritta in termini di inclinazione dei punti dell'asta. Si ha quindi una funzione di forma costante, ottenuta dall'analisi modale, che viene moltiplicata da una coordinata modale variabile nel tempo che rappresenta l'unica incognita. Conoscendo l'inclinazione dell'asta, anche in un solo punto, è possibile calcolare facilmente la coordinata modale di quell'istante e calcolare poi l'inclinazione di tutti i punti dell'asta. Da qui si evince il vero vantaggio di questo metodo, ossia che è teoricamente necessario un solo sensore per stimare l'inclinazione, e quindi la forma, dell'asta intera.

Il metodo appena descritto consente di ricostruire in maniera approssimata la forma dell'asta durante l'oscillazione libera. L'assunzione su cui si basa il metodo è che il primo modo di vibrare sia dominante rispetto agli altri e ciò è confermato dal coefficiente di massa coinvolta, pari al 60%. Tuttavia, questa assunzione è stata verificata solamente per le oscillazioni libere, le quali sono una condizione ideale non rappresentative della realtà. Come già detto in precedenza, l'oscillazione libera rappresenta un condizione in cui non vi sono forze esterne come l'attrito con l'aria, la forza peso e la portanza. La presenza di forze esterne causa un certo scostamento rispetto il moto dell'oscillazione libera e potrebbe invalidare l'assunzione che il primo modo sia dominante. Con lo scopo di verificare che il moto oscillante sia approssimabile con un solo modo di vibrare in qualsiasi condizione, sono state condotte ancora una volta delle analisi transienti con metodo modale. La

verifica si basa sul confronto della soluzione ottenuta considerando solo il primo modo di vibrare rispetto alla soluzione ottenuta con un i primi cinque modi di vibrare. Il confronto è stato effettuato prima senza forze esterne, che rappresenta l'oscillazione libera, poi è stata introdotta la forza peso, che rappresenta la condizione dei test in laboratorio, e successivamente è stata introdotta anche la portanza che rappresenta la condizione di volo. In generale, per tutte le tre condizioni testate si può dire che con un solo modo di vibrare si può descrivere molto bene la forma dell'asta nei momenti di maggiore spostamento (9.11), ossia attorno ai picchi dell'oscillazione. Analogamente a quanto già detto per il metodo ad interpolazione, durante la fase intermedia dell'oscillazione in cui l'asta passa da un picco all'altro, la curva di inclinazione assume delle forma più complesse che sono difficilmente approssimabili con la sola forma del primo modo di vibrare. Di conseguenza, per ogni condizione testata, attorno alla condizione di equilibrio statico vi è il massimo errore percentuale di rappresentazione della curva di inclinazione; tuttavia, in queste fasi dell'oscillazione, la deformazione dell'asta è minima perciò anche l'errore assoluto della forma dell'asta è molto basso.

Come già detto, questo metodo permette teoricamente di utilizzare un solo sensore, tuttavia, così facendo, il sistema è molto influenzato dagli errori di misura del sensore, e di stima della loro orientazione, i cui effetti però possono essere ridotti implementando almeno un altro sensore. Infatti, se la coordinata modale fosse calcolata contemporaneamente da più sensori, sarebbe possibile fare un media di questo valore e abbattere così gli errori dovuti all'incertezza dell'orientazione dei sensori. Se inoltre, i sensori sono posti in diverse posizioni lungo l'asta, è possibile compensare anche gli errori dovuti alla discrepanza tra la forma reale e quella del primo modo di vibrare. Lo studio della posizione ottimale del sensori è riportata nei capitoli successivi.

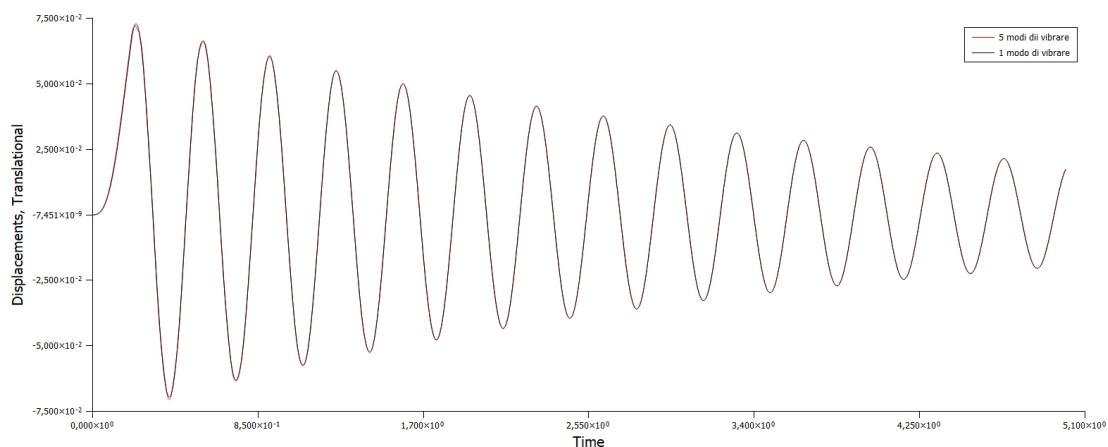


Figura 9.8: Posizione verticale dell'estremità dell'asta con 1 modo di vibrare (blu) e 5 modi di vibrare (arancione). Simulazione con forza peso.

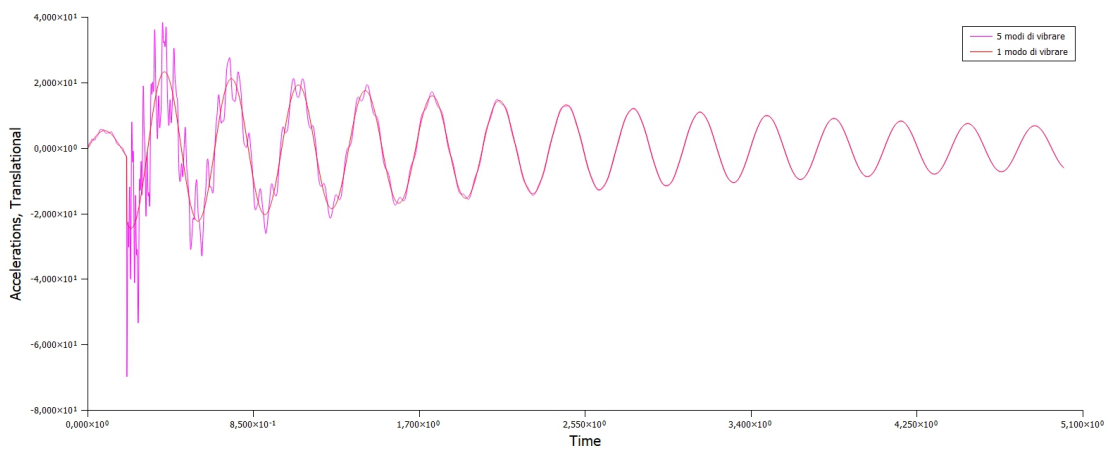


Figura 9.9: Accelerazione verticale dell'estremità dell'asta con 1 modo di vibrare (rosso) e 5 modi di vibrare (fucsia). Simulazione con forza peso.

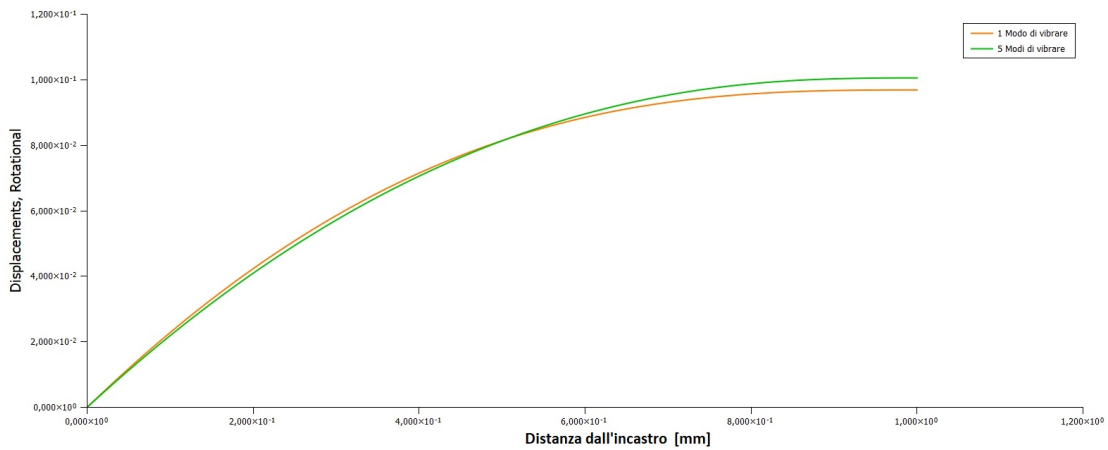


Figura 9.10: Curva dell'inclinazione dell'asta con 1 modo di vibrare (arancione) e 5 modi di vibrare (verde) durante un picco dell'oscillazione. Simulazione con forza peso.

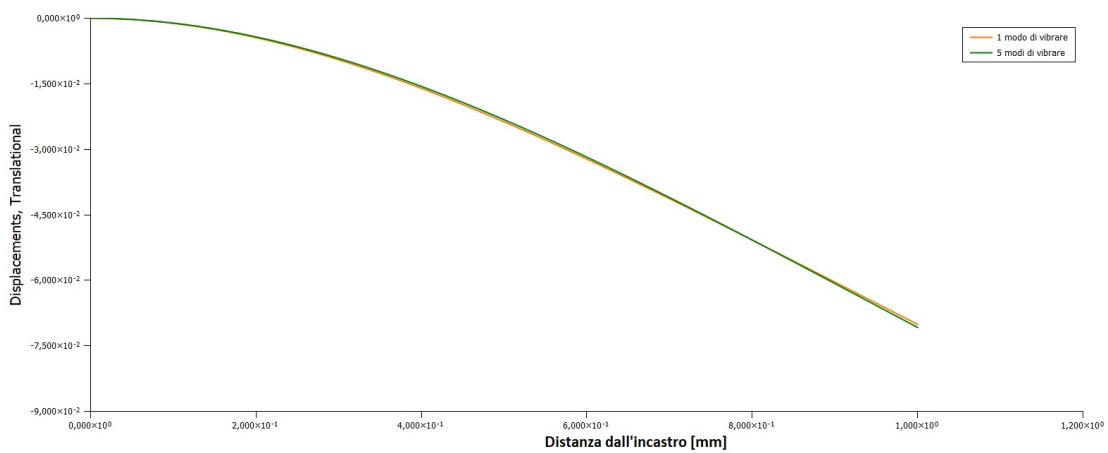


Figura 9.11: Forma dell'asta con 1 modo di vibrare (arancione) e 5 modi di vibrare (verde) durante un picco dell'oscillazione. Simulazione con forza peso.

Capitolo 10

ALGORITMO DI SIMULAZIONE DEL SISTEMA DI MISURA

In questo capitolo verrà illustrato il funzionamento della simulazione del sistema di ricostruzione della forma dell'ala. Nell'immagine 10.1 è rappresentato uno schema a blocchi della simulazione. Seguendo le frecce da sinistra a destra si percorre lo schema logico della simulazione. Il primo passaggio è la creazione della forma modale del primo modo di vibrare che in realtà è ottenuta dalla simulazione FEM modale. Con questa informazione si entra all'interno del macro blocco della simulazione del sistema partendo dalla generazione del moto ideale. Questo è ottenuto moltiplicando la funzione di forma per la coordinata modale, la quale viene fatta variare con frequenza pari a quella associata al primo modo di vibrare e con ampiezza tale da raggiungere la deformazione desiderata. Lo smorzamento non è modellato perciò l'oscillazione è costante. L'asta è discretizzata in cento elementi, ossia 101 come il modello FEM, mentre il tempo è suddiviso in intervalli di lunghezza regolabile, generalmente 0.05 s. Il moto generato rappresenta il riferimento con il quale verrà confrontato il risultato del sistema di misura. A questo punto è possibile scegliere a piacimento il numero e la posizione dei sensori di cui verrà ricavato il moto ideale. Questo rappresenterà il riferimento con il quale verranno confrontati i risultati del modello AHRS. Con queste informazioni si entra all'interno del modello dell'IMU, il cui scopo è quello di fornire le letture dei sensori caratterizzate da una certa alterazione del segnale. La creazione dell'output degli IMU è ottenuta con l'apposita funzione *imuSensor*, presente all'interno di *Matlab*, con il quale sono facilmente inseribili le caratteristiche tecniche dei sensori che andranno ad influenzare l'alterazione del segnale. Il modello dell'IMU verrà approfondito nel paragrafo successivo. I dati derivanti dal blocco dei sensori vengono introdotti all'interno dell'algoritmo AHRS, il quale fornisce la stima dell'orientazione dei sensori in ogni istante.

Avendo una stima dell'orientazione dei sensori del moto è possibile applicare i metodi di ricostruzione dell'asta descritti nel capitolo precedente. Verranno così generate in ogni istante due stime diverse della forma dell'asta, le quali vengono poi confrontate con il moto ideale di riferimento da cui si cerca di scostarsi il meno possibile. Dal confronto verranno calcolati una serie di parametri di giudizio per valutare l'accuratezza generale del metodo di misurazione della forma.

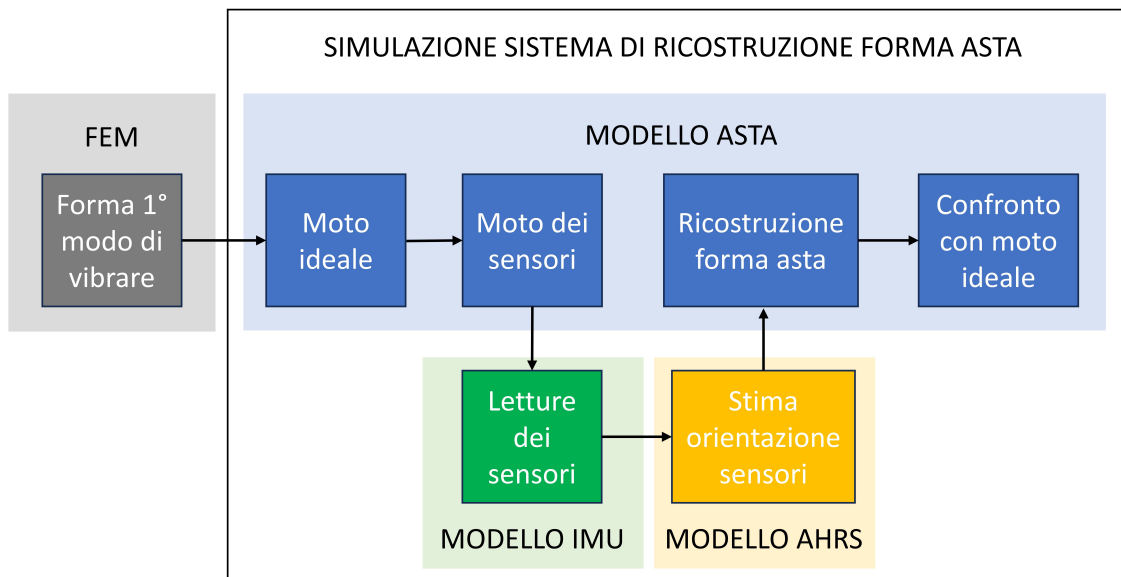


Figura 10.1: Schema a blocchi della simulazione del sistema di ricostruzione della forma dell'asta

10.1 Modello IMU

Il modello matematico dell'IMU ha lo scopo di simulare i dati forniti dall'IMU. I sensori utilizzati hanno al loro interno un accelerometro, un giroscopio e un magnetometro, tutti a tre assi. Come ogni sistema di misura, anche questi sensori sono caratterizzati da delle performance che indicano, sotto vari aspetti, quanto bene viene riportato il valore del misurando e in che modo viene alterato. Queste performance sono quindi informazioni molto importanti che vengono fornite, declinate in vari modi, nelle schede tecniche dei sensori. Le caratteristiche più importanti di cui è necessario tener conto nel modello matematico sono:

- **Range di misura:** intervallo di valori, caratterizzato da un minimo e un massimo, che il sensore è in grado di misurare.
- **Risoluzione:** la più piccola variazione del misurando che il sensore è in grado di cogliere.
- **Densità di rumore:** il valore medio di rate noise density del rumore.
- **Constant Bias:** componente costante della differenza tra il valore vero e quello misurato.

Tutti questi parametri possono essere facilmente introdotti all'interno del modello matematico in quanto è stata utilizzata la funzione *imuSensor* di *Matlab* che permette di impostare tutti questi parametri. Questa funzione riceve in input le accelerazioni lineari, la velocità angolare e l'orientazione, tutte in coordinate NED, mentre in uscita restituisce i valori di accelerazione, velocità angolare e campo magnetico nel sistema di riferimento locale. Tutte le caratteristiche elencate

sopra possono essere specificate individualmente per l'accelerometro, il giroscopio e il magnetometro. Tuttavia alcune di queste informazioni alle volte non sono fornite nelle schede tecniche degli IMU. In ogni caso, in questa fase dello studio, non si conosce ancora quale sarà l'IMU che verrà utilizzato perciò, per fare delle simulazioni è necessario assumere in qualche modo dei valori. Inizialmente sono state inserite le caratteristiche relative ad un IMU di bassa fascia (10.1) già a disposizione del progetto LiftUp, che è stato poi sostituito dagli IMU acquistati.

	Range	Sensibilità	Rumore
Giroscopio	± 250 °/s	0.007634 °/s	0.01 °/s/ $\sqrt{\text{Hz}}$
Accelerometro	± 8 g	0.244 mg	300 $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$
Magnetometro	± 4800 μT	0.6 μT	0.06 $\mu\text{T}/\sqrt{\text{Hz}}$

Tabella 10.1: Caratteristiche principali dell'IMU di riferimento. ($g = 9.81\text{m/s}^2$)

10.2 Algoritmo AHRS

Lo sviluppo di un codice AHRS non è lo scopo dello studio perciò è stato adottato il codice AHRS open source contenuto all'interno del software PX4, ampiamente utilizzato e testato nei controllori di volo Pixhawk [16].

Capitolo 11

OTTIMIZZAZIONE CONFIGURAZIONE SISTEMA COMPLETO

In questo paragrafo verranno illustrate tutte le analisi che sono state eseguite per individuare la miglior configurazione del sistema di misura in termini di posizione, numero e prestazioni dei sensori. A tale scopo è stato utilizzato l'algoritmo di simulazione presentato nel capitolo precedente.

11.1 Parametri di giudizio stima

Per individuare la configurazione migliore sono state condotte, e poi confrontate, numerose analisi in cui è stato fatto variare il parametro in esame. Per poter confrontare le simulazioni sono stati definiti dei parametri di giudizio che indicano l'accuratezza sotto vari aspetti. Lo scopo di questi parametri era quindi di indagare la bontà della stima di: posizione di ogni punto dell'asta, della posizione dell'estremità e ampiezza dell'oscillazione. Sono definiti come segue:

$$\bullet \text{RMSE}\% = \sum_{i=1}^n \left[\text{RMS} \left(\frac{h_{th,i} - h_{s,i}}{H_{th}} * 100 \right) \right]$$

Rappresenta l'errore relativo della posizione dei punti di tutta l'asta.

$$\bullet \text{RMSE}_{TIP}\% = \left[\text{RMS} \left(\frac{h_{th,TIP} - h_{s,TIP}}{H_{th}} * 100 \right) \right]$$

Rappresenta l'errore relativo della posizione della sola estremità dell'asta.

$$\bullet \text{RMSE}_{TIP} = \left[\text{RMS} (h_{th,TIP} - h_{s,TIP}) \right]$$

Rappresenta l'errore assoluto della posizione dell'estremità dell'asta in mm.

$$\bullet \Delta E\% = \frac{H_{th} - H_s}{H_{th}} * 100$$

Rappresenta l'errore relativo dell'ampiezza dell'oscillazione.

di cui:

- **RMS** indica che viene eseguita la *root mean square* del termine tra parentesi ottenuto nei vari istanti della simulazione.
- **n** è il numero di suddivisioni con cui è stata discretizzata l'asta.

- l'indice **th** indica un valore di riferimento che in questo caso corrisponde al moto teorico.
- l'indice **s** indica un valore stimato dall'algoritmo.
- l'indice **TIP** indica che il valore fa riferimento all'estremità dell'asta.
- **H** rappresenta l'ampiezza dell'oscillazione.

Da notare che gli errori relativi sono calcolati rispetto al valore H_{th} , il quale è uguale e costante per ogni punto dell'asta. Perciò, per come sono definiti questi due errori, hanno senso solamente al fine del confronto tra le varie simulazioni ma non sono invece particolarmente utili per giudicare la singola simulazione. Il calcolo di un valore più significativo dell'accuratezza della stima sarà affrontato in un capitolo successivo. Siccome gli effetti delle performance dei sensori sul segnale misurato sono di carattere aleatorio, una stessa simulazione condotta più volte produce dei risultati diversi ad ogni simulazione. Risulta quindi necessario ripetere la simulazione più volte e utilizzare come riferimento la media dei risultati. Nelle analisi descritte in seguito ogni risultato riportato è stato ottenuto ripetendo la simulazione almeno cinque volte.

11.2 Stima posizione ottimale sensori

11.2.1 Interpolazione

Per la ricerca della migliore posizione dei sensori, nel caso del metodo di interpolazione è possibile ricondursi, in prima analisi, ai risultati ottenuti nel paragrafo 9.1. I risultati di quell'analisi (9.5 e 9.6) mostrano che, con almeno 4 sensori, il primo di questi deve essere posto tra i 100 e i 400 mm dall'incastro, mentre gli altri sono equamente distribuiti nella restante parte dell'asta. E' però necessario tener conto che in tali analisi non era stato tenuto in considerazione in nessun modo l'errore di stima dell'inclinazione dei sensori il quale, da ulteriori analisi, è stato dimostrato essere molto influente sulla posizione ottimale dei sensori. In particolare si è visto che avvicinando troppo il primo sensore all'incastro nasce un effetto negativo che riduce l'accuratezza della stima della deformata. La spiegazione di questo fenomeno è stato attribuito al fatto che un errore nella stima dell'inclinazione nella prima parte dell'asta causa un errore nella stima dell'altezza a valle. Questo perché l'unico punto di cui si conosce posizione e inclinazione è l'incastro, ossia a monte di qualsiasi altro punto dell'asta. Questo effetto negativo si riduce allontanandosi dall'incastro finché, ad una certa distanza, vi è un'inversione della tendenza dell'errore che torna quindi a salire. Si crea così un punto di minimo dell'errore che dalle analisi è circa a 400 mm dall'incastro. Questo effetto è visibile su tutti i quattro parametri di valutazione ed è presente anche variando il numero di sensori.

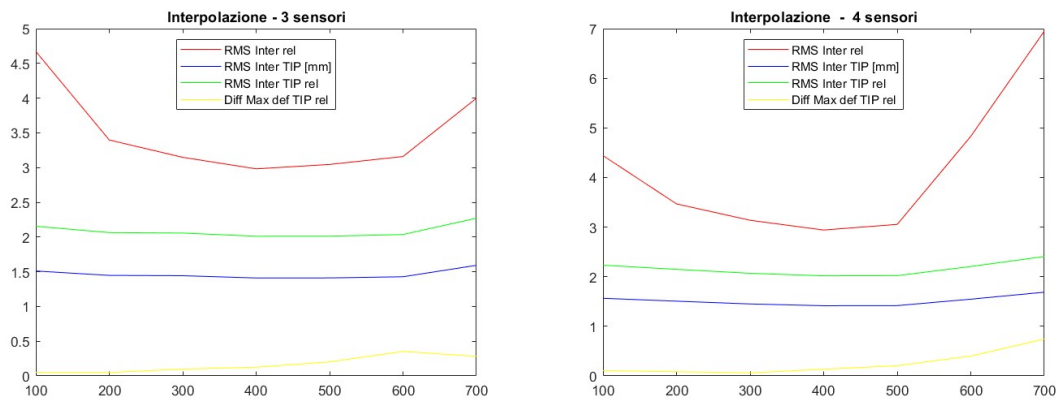


Figura 11.1: Variazione degli errori al variare della posizione del primo sensore facendo uso di 3 (sinistra) e 4 (destra) sensori con il metodo di Interpolazione

Questi risultati, chiaramente visibili in figura 11.1, sanciscono che, per quanto concerne il metodo ad interpolazione, la posizione migliore del primo sensore è a 400 mm dall'incastro.

11.2.2 Funzione di Forma

Per la ricerca della miglior posizione dei sensori da applicare al metodo con funzione di forma l'approccio è simile a quello applicato per il metodo precedente. L'idea è sempre quella di simulare varie configurazioni e confrontarle tramite gli errori definiti sopra. Come già detto, il metodo in esame compie una media della coordinata modale calcolata in corrispondenza di ogni sensore che idealmente dovrebbe essere uguale in ogni posizione dell'asta. Perciò si prevede una certa costanza delle prestazioni in funzione della posizione dei sensori. Per la natura del metodo è possibile indagare quale sia la miglior posizione spostando un solo sensore lungo l'asta.

Dai risultati riportati nel grafico in figura 11.2 si nota chiaramente che la prestazione del metodo è abbastanza indipendente dalla posizione del sensore a partire da 500 mm dall'incastro. Prima di questa distanza si ottengono degli errori ben maggiori, la spiegazione che si è data al fenomeno è che avvicinandosi al vincolo le oscillazioni sono molto ridotte tanto che l'errore della stima dell'inclinazione aumenta in proporzione al vero valore. Allontanandosi dal vincolo l'errore della stima dell'inclinazione diventa sempre più trascurabile in maniera asintotica. Di conseguenza risulta che la posizione migliore per posizionare i sensori è tutta la seconda metà dell'asta.

Dalle analisi è risultato che per entrambi i metodi la seconda metà dell'asta risulta la posizione migliore per i sensori. Aver raggiunto la stessa conclusione con entrambi i metodi semplifica notevolmente la scelta della posizione in quanto un'unica configurazione dei sensori corrisponde alla

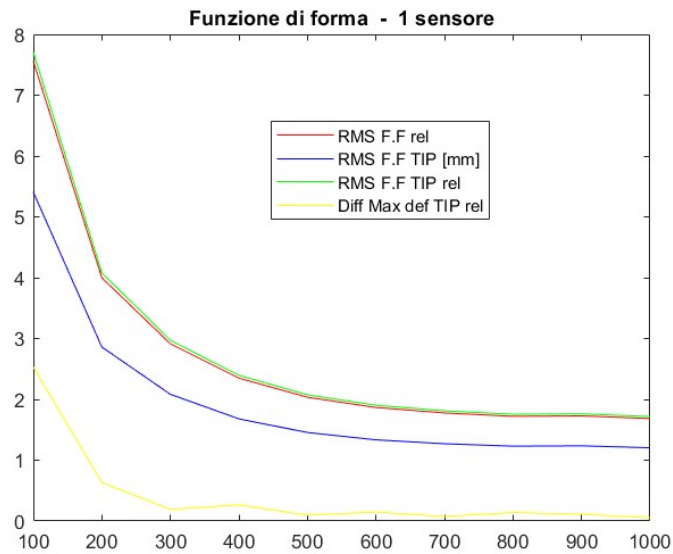


Figura 11.2: Variazione degli errori al variare del sensore con il metodo Funzione di Forma

configurazione di ottimo di entrambi i metodi. La posizione dell'ultimo sensore nelle analisi è stata posta sempre a 990 mm dall'incastro e non a 1000 mm perché nella realtà l'IMU ha una certa dimensione e perciò il sensore posto nell'IMU si trova al più a 10 mm dall'estremità.

11.3 Stima del numero minimo di sensori

11.3.1 Interpolazione

Per indagare il numero ottimale di sensori da utilizzare è possibile rifarsi ai risultati delle analisi condotte nel paragrafo 9.1 in cui sono stati ottenuti i risultati riportati nell'immagine 9.4. Da quell'analisi è emerso che il numero ottimale di sensori sembra essere quattro, mentre ridurli a due o tre causa un significativo aumento dell'errore della stima.

Con l'esperienza dello studio della miglior posizione dei sensori, sono state effettuate ulteriori analisi rispetto a quelle condotte nel paragrafo 9.1, facendo uso questa volta della simulazione completa del sistema di misura. In maniera assolutamente analoga a prima, sono state condotte varie analisi con numeri diversi di sensori e sono state poi confrontate. Similmente ai risultati ottenuti nello studio del paragrafo 9.1, è stato trovato che l'errore della stima ha un minimo ma la curva è spostata verso un numero di sensori inferiore. Con questa analisi si evince che con tre sensori si hanno le prestazioni migliori, con un leggero peggioramento nel caso di quattro sensori. La motivazione della differenza rispetto ai risultati del paragrafo 9.1 è da ricondursi nuovamente alla presenza dell'errore associato all'inclinazione dei sensori, tuttavia il fenomeno non è stato

indagato ulteriormente. La stessa conclusione è ottenibile anche variando la posizione del primo sensore come si può vedere dai grafici 11.3 e 11.4.

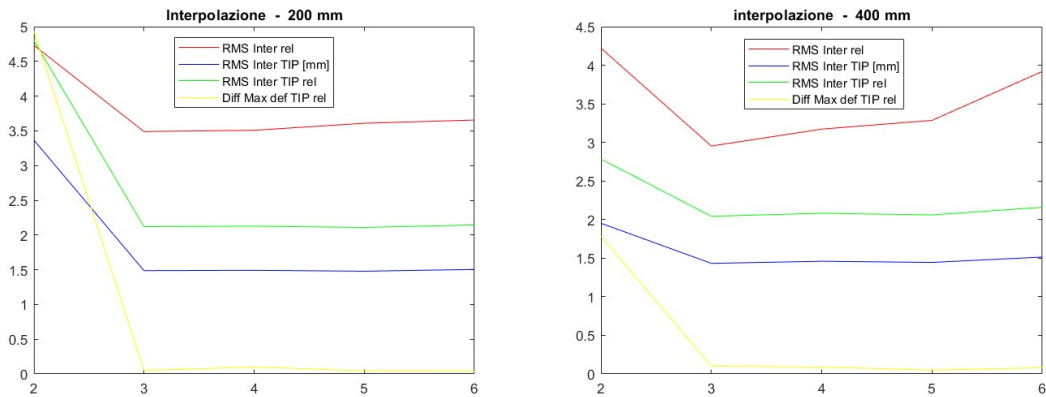


Figura 11.3: Variazione degli errori al variare del numero di sensori posizionando il primo a 200 mm (sinistra) e 400 (destra) sensori con il metodo di Interpolazione

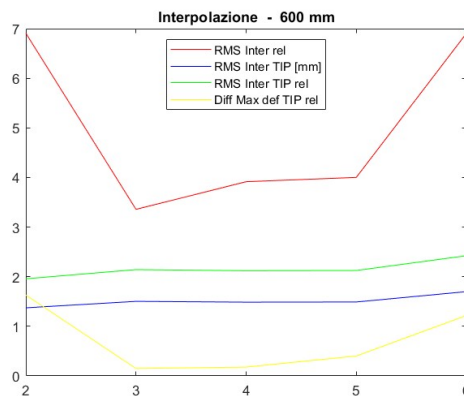


Figura 11.4: Variazione degli errori al variare del numero di sensori posizionando il primo a 600 mm sensori con il metodo di Interpolazione

11.3.2 Funzione di Forma

Nel caso della stima tramite funzione di forma ci si aspetta che il numero dei sensori non abbia un particolare effetto sulla qualità della stima. Questa caratteristica è la peculiarità del metodo, sviluppato proprio per avere la possibilità di utilizzare un basso numero di sensori. Allo stesso modo delle analisi precedenti, sono state condotte varie simulazioni con un numero variabile di sensori, che sono state poi confrontate tramite i parametri di valutazione.

I risultati trovati sono riportati nei grafici seguenti (figure: 11.8 e 11.6)

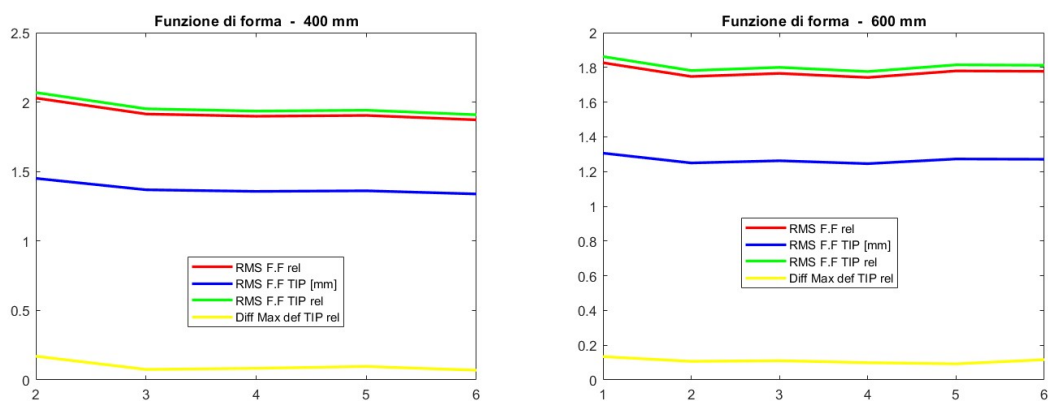


Figura 11.5: Variazione degli errori al variare del numero di sensori posizionando il primo a 400 mm (sinistra) e 600 (destra) sensori con il metodo della funzione di forma

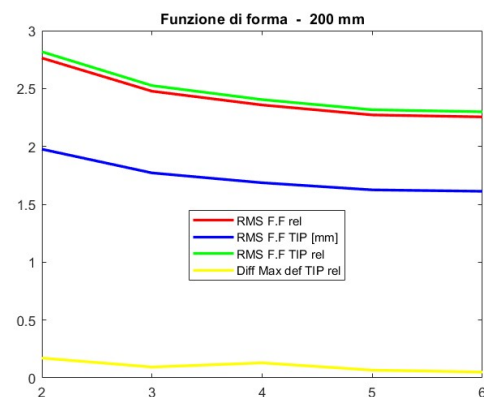


Figura 11.6: Variazione degli errori al variare del numero di sensori posizionando il primo a 200 mm sensori con il metodo della funzione di forma

Come previsto si può notare dai grafici che l'errore è abbastanza costante al variare del numero di sensori, con solo una leggera diminuzione man mano che il primo sensore viene avvicinato all'incastro. Tuttavia, come visto nell'analisi precedente, nella seconda metà dell'asta la posizione del sensore diventa ininfluyente e infatti, dal grafico 11.8 a destra, si vede che la diminuzione dell'errore all'aumentare dei sensori è quasi trascurabile. In conclusione, con il metodo della funzione di forma, posizionando i sensori nella seconda metà dell'asta, il numero di sensori non comporta nessun particolare miglioramento. Tuttavia, come già detto in precedenza, il moto di riferimento usato in queste simulazioni è creato con un solo modo di vibrare perciò non è presente in nessun modo l'errore dovuto al fatto che il metodo con funzione di forma si basa su una semplificazione delle deformata reale. Gli effetti di questa discrepanza saranno indagati in capitolo successivo.

11.4 Stima frequenza minima di campionamento

La frequenza di campionamento è una caratteristica fondamentale del sistema di misura in quanto può influenzare notevolmente i risultati se non viene scelto un valore corretto. Per il teorema di Nyquist, già visto in precedenza, data una certa frequenza di campionamento f_s , possono essere rilevate le oscillazioni con una frequenza al più corrispondente a $f_s/2$. Dall'analisi modale condotta nel capitolo 8.3 si conosce già che i primi cinque modi di vibrare, riportati nella tabella 8.2, assieme coinvolgono il 90% della massa equivalente. La frequenza del quinto modo è 102.41 Hz perciò la f_s dovrebbe essere come minimo 204.82 Hz. Nella grafico sottostante 11.7, è riportata l'accelerazione Z misurata con diverse frequenza di campionamento. La linea rossa tratteggiata è stata ottenuta con un time step di 0.001 s che corrisponde ad una $f_s = 1000 Hz$ e può essere considerata come riferimento esatto. Si può notare anche visivamente che con f_s basse la curva tracciata è molto grossolana. Con una frequenza di campionamento di 200 Hz (linea fucsia) si riesce a ricostruire molto bene la curva di riferimento.

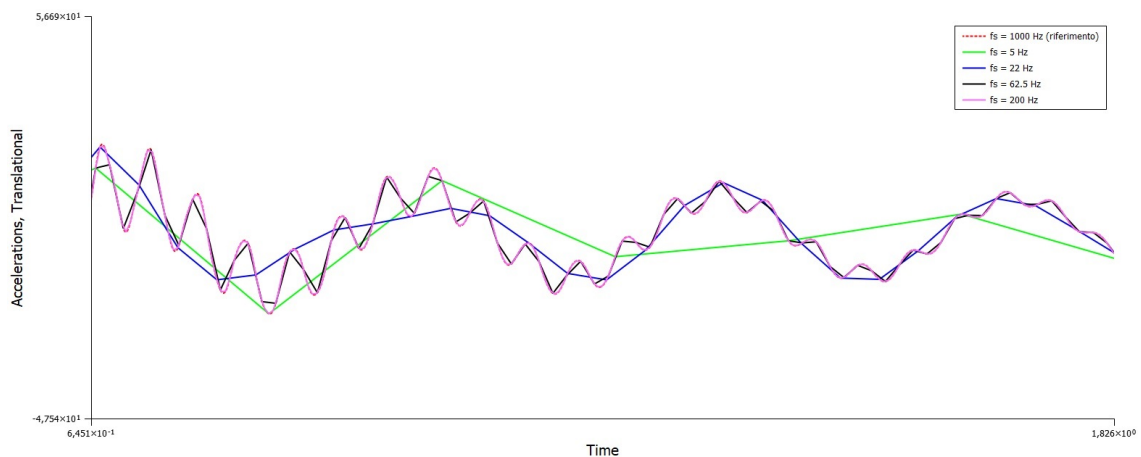


Figura 11.7: Accelerazione Z ottenuta con analisi transient usando diversi time step

La frequenza di campionamento, oltre ad influenzare la capacità di tracciare in maniera accurata le quantità di accelerazione, velocità angolare e campo magnetico, ha molta influenza nell'algoritmo AHRS in quanto la frequenza di campionamento rappresenta anche la frequenza con cui il filtro EKF aggiorna lo stato delle variabili. Nel caso di un sistema non lineare come la dinamica delle variabili in esame, è molto importante avere la possibilità di aggiornare la stima il più spesso possibile.

Per testare ciò, è stato importato in *Matlab* il risultato di un'analisi FEM transient modale in cui l'asta compie delle oscillazioni mentre è sottoposta alla forza peso e ad una forza statica distribuita che ricalca la curva della portanza di un'ala. L'analisi è stata condotta utilizzando cinque modi di

vibrare e un time step di 0.005, corrispondente ad una $f_s = 200\text{Hz}$. Il risultato ottenuto costituisce il riferimento esatto con cui sono stati confrontati i risultati delle simulazioni compiute con un frequenza di campionamento minore. La struttura della simulazione è simile a quella usata in precedenza, con la differenza che il moto ideale non è più generato a partire dalla sola funzione di forma del primo modo di vibrare, bensì è più realistico ed importato dall'analisi FEM. I valori di accelerazione, velocità angolare e orientazione da inserire nel modello dell'IMU sono anch'esse importate dall'analisi FEM. La restante struttura della simulazione è uguale a quella descritta nella figura 10.1. Le varie simulazioni sono state condotte con f_s pari a 25, 50, 100 e 200 Hz, con una configurazione a tre sensori posti a 500, 700 e 990 mm dall'incastro.

Per il confronto sono stati definiti dei parametri di giudizio, come per le analisi precedenti, definiti come:

- $RMSE = \sum_{i=1}^n [RMS(h_{th,i} - h_{s,i})]$

Rappresenta l'errore assoluto della posizione verticale dei punti di tutta l'asta.

- $RMSE = \sum_{i=1}^n [RMS(h_{th,i} - h_{s,i})]$

Rappresenta l'errore assoluto della posizione dei punti di tutta l'asta.

- $RMSE_{TIP} = [RMS(h_{th,TIP} - h_{s,TIP})]$

Rappresenta l'errore assoluto della posizione dell'estremità dell'asta in mm.

In cui il termine $h_{th,i,max}$ rappresenta per ogni punto dell'asta lo spostamento verticale massimo. I risultati ottenuti sono rappresentati nei grafici seguenti (11.8):

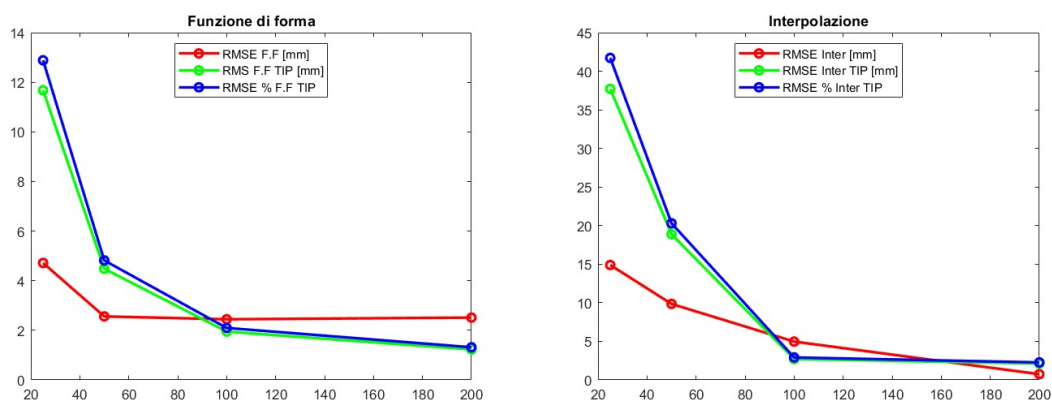


Figura 11.8: Variazione degli errori al variare della frequenza di campionamento con il metodo ad Interpolazione (destra) e Funzione di Forma (sinistra)

I risultati mostrano chiaramente, come previsto, un miglioramento delle prestazioni all'aumentare della frequenza di campionamento. I valori dei parametri di giudizio diminuiscono in maniera asintotica tale per cui da 100 a 200 Hz non si hanno particolari miglioramenti e si può assumere che non ve ne siano nemmeno con frequenze ancora maggiori. Di conseguenza si è ritenuto opportuno assumere che la frequenza di campionamento minima debba essere pari a $f_s = 200Hz$.

11.5 Stima performance minime sensori

L'analisi seguente ha lo scopo di determinare quali sono le performance minime che devono avere i sensori in modo tale da ottenere dei risultati soddisfacenti. Per fare ciò verrà sfruttata la stessa simulazione dell'analisi precedente che fa uso dei risultati della simulazione FEM. Per questo studio verranno quindi condotte una serie di analisi in cui si andrà a variare le caratteristiche degli IMU attraverso il funzione apposita *imuSensor*. Nel modello matematico del sensore sono specificati i valori di range, risoluzione e rumore, tuttavia per il primo è sufficiente impostare il minimo valore che si è sicuri con una certa confidenza che non venga mai raggiunto durante il normale utilizzo dei sensori. Di conseguenza l'analisi di sensibilità verrà concentrata su rumore e sensibilità. Per fare ciò verranno condotte numerose simulazioni dove verrà modificato il parametro relativo al rumore e sensibilità attraverso un coefficiente peggiorativo p che assume i seguente valori: 0.1 1 10 20 50 150. In una prima analisi sono stati modificati contemporaneamente i valori di rumore e sensibilità dei tre sensori: accelerometro, magnetometro e giroscopio. I risultati sono i seguenti (11.9):

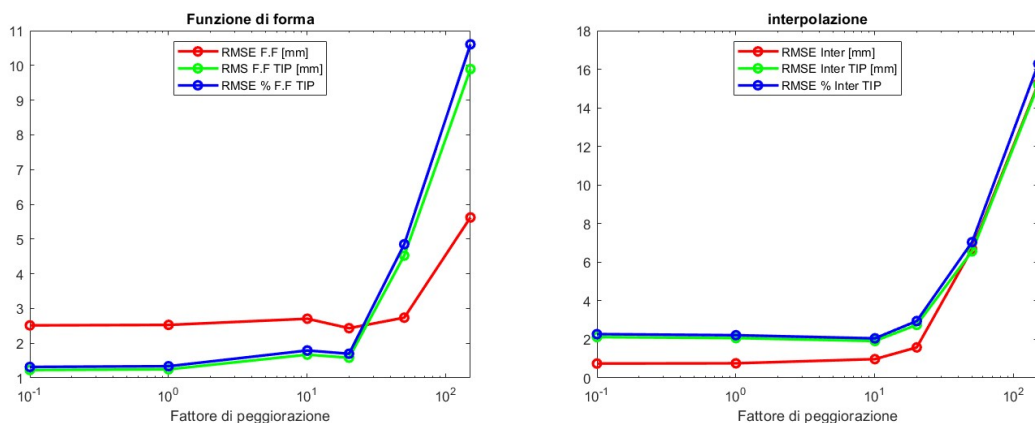


Figura 11.9: Variazione degli errori al variare del coefficiente peggiorativo, con il metodo ad Interpolazione (destra) e Funzione di Forma (sinistra)

Dai grafici si può notare come il peggioramento generale delle performance causi un'impen-

nata degli errori quando il coefficiente peggiorativo raggiunge un valore di almeno 20. D'altro canto, le curve raggiungono un valore asintotico al diminuire di p a partire da valori superiori a $p = 1$. Ciò significa che le performance del sensore di riferimento sono già sufficientemente buone tali per cui non si avrebbero particolari miglioramenti con IMU di qualità superiore. Da ulteriori analisi è stato dimostrato che il rumore ha molta più influenza rispetto alla sensibilità. Ciò lo si può dedurre dai risultati (11.10) delle analisi in cui sono stati modificati solamente i valori del rumore o della sensibilità.

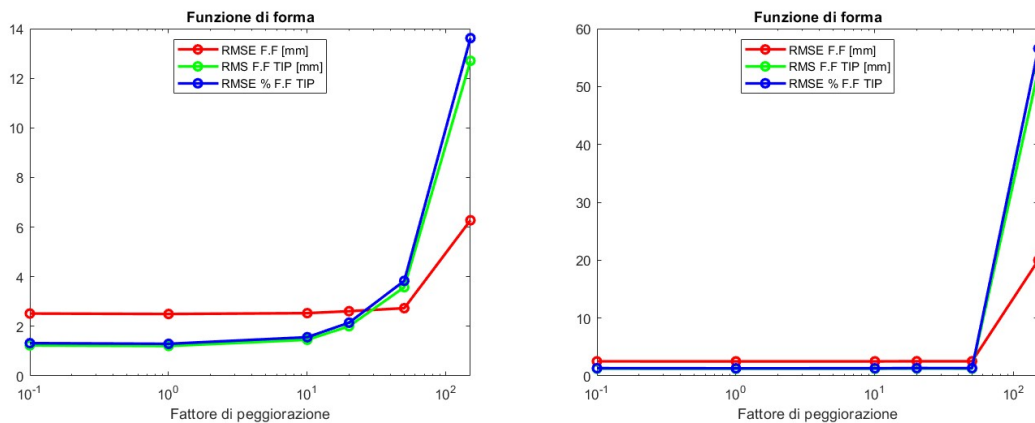


Figura 11.10: Variazione degli errori al variare del rumore (sinistra) e della sensibilità (destra) con il metodo della funzione di forma

Dai grafici 11.10 si vede che l'aumento degli errori avviene solo per $p = 150$ quando il fattore peggiorativo influisce solo sulla sensibilità, mentre la peggioramento della stima si ha già per valori di $p = 10$ nel caso in cui è il rumore ad aumentare.

L'ultima analisi condotta è stata effettuata per capire se le prestazioni di accelerometro, giroscopio e magnetometro influenzino la stima allo stesso modo o se uno dei tre è più significativo. Analogamente a prima, è stato fatto variare il parametro p solamente per uno dei tre sensori, i risultati ottenuti sono i seguenti (11.11).

Come si vede, solamente la variazione del rumore del giroscopio ha delle conseguenze significative sui parametri di giudizio e che per $p = 1$ la curva ha già raggiunto l'asintoto. Si può quindi concludere che il parametro fondamentale su cui occorre porre più attenzione è il rumore del giroscopio e che le prestazioni dell'IMU usato come riferimento sono già sufficientemente buone.

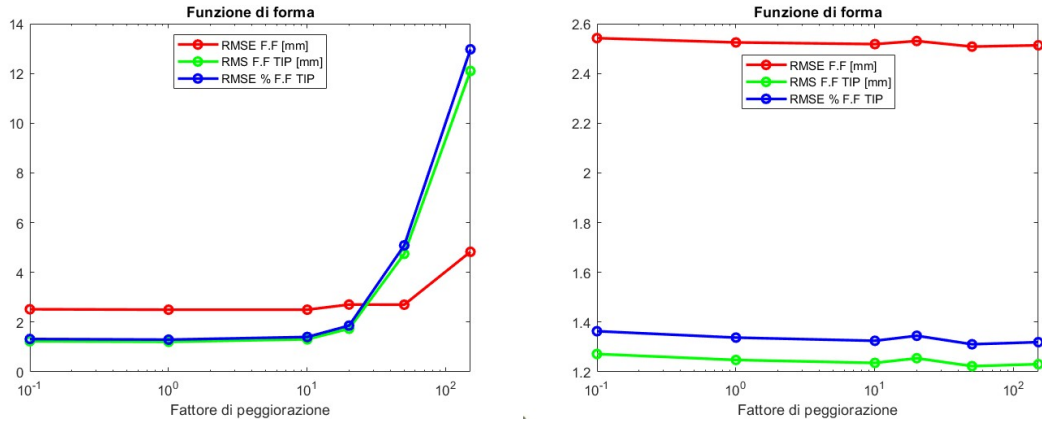


Figura 11.11: Variazione degli errori al variare del rumore del giroscopio (sinistra) e dell'accelerometro (destra), con il metodo della funzione di forma

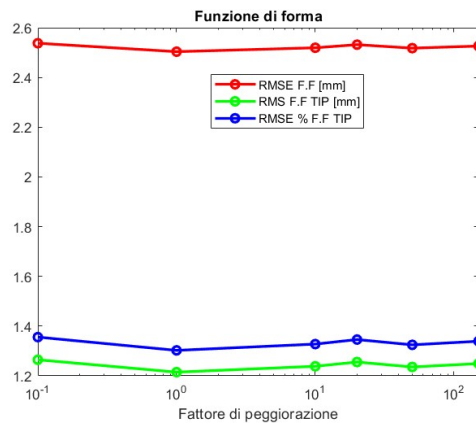


Figura 11.12: Variazione degli errori al variare del rumore del magnetometro, con il metodo della funzione di forma

Capitolo 12

ACQUISIZIONE DATI

Per l'acquisizione dei dati reali durante i test è stato assemblato un assieme di componenti elettronici facilmente reperibili ed economici il cui compito è quello di:

- **misurare** accelerazione, velocità angolare e campo magnetico;
- **salvare** i dati misurati;
- **trasmettere** i dati al pc;
- **settare** i parametri regolabili dei sensori.

I requisiti principali del sistema di acquisizione dati sono:

- campionare i dati ad una velocità di almeno 200 Hz;
- raccogliere dati da almeno tre sensori;
- i sensori devono avere delle performance al minimo pari a quelle prefissate;
- garantire il sincronismo delle misurazione tra i vari IMU;
- essere economico e facilmente reperibile;
- essere facilmente assemblabile;
- essere modulabile per garantire la possibilità di aggiungere o togliere sensori;
- essere compatto e leggero perché in futuro dovrà essere riposto all'interno di un MAV.
- poter funzionare alla tensione fornita da una batteria comune.

12.1 Hardware

I componenti hardware del sistema di misura sono tutti delle schede elettroniche di uso comune *ready to use*, il cui schema generale è riportato in figure 12.1. Il componente principale è la scheda di controllo e acquisizione dati (1) composta dal popolare *ESP32*, il quale è un micro controllore economico e a bassa potenza. La scheda dispone di molteplici pin di comunicazione attraverso vari protocolli tra cui *I2C*, che sarà quello utilizzato in questo caso. In una prima fase della campagna test fu invece usato un classico *Arduino UNO*, che è stato poi sostituito in favore dell'*ESP32* in quanto solo quest'ultimo era in grado di garantire il requisito di frequenza di campionamento. Alla scheda di controllo è collegato un componente chiamato *multiplexer* (3), il quale ha il solo scopo di permettere l'utilizzo di più di due IMU contemporaneamente, fino ad un massimo di otto. A questo sono quindi connessi gli IMU (4) *Adafruit LSM6DS3TR-C + LIS3MDL* nel numero desiderato. Tale connessione avviene tramite quattro cavi per ogni sensore, tuttavia è possibile ridurre il numero di cavi alimentando in serie i sensori. Per il salvataggio in locale dei dati raccolti è presente un dispositivo per la scrittura su una memoria *microSD* (2). L'alimentazione del tutto può avvenire tramite una batteria esterna (6), che può essere un semplice *power bank*, o una classica batteria *Li-Po* impiegate anche per l'alimentazione dei droni di LiftUp. Alla scheda di controllo è possibile connettere anche un PC (5), il quale può garantire l'alimentazione e contemporaneamente la lettura dei dati tramite porta seriale, abbassando però la frequenza di campionamento. Per la maggior parte dei test condotti in laboratorio, i dati sono stati raccolti nella *microSD* e l'alimentazione è stata fornita da un *power bank*. Tutto il sistema risulta molto compatto e potrebbe essere maggiormente rimpicciolito quando dovrà essere montato all'interno di un drone. I sensori IMU sono ovviamente posizionati sull'asta oscillante mentre i restanti componenti si trovano su una struttura fissa.

Il valore totale del sistema completo è di 153 Euro il che rispetta il requisito di economicità. C'è da dire però che alcuni componenti come la batteria, l'*ESP32* e la *microSD* erano già a disposizione del laboratorio di LiftUp perciò non è stato necessario comprare tali componenti. Inoltre, uno dei cinque IMU comprati è solamente di scorta nel caso sia necessario sostituirne uno perciò il vero valore del sistema completo sarebbe inferiore.

12.1.1 IMU

Come già detto, l'IMU utilizzato è il *Adafruit LSM6DS3TR-C + LIS3MDL*. Si compone del modulo inerziale *LSM6DS3TR-C*, che contiene accelerometro e giroscopio, e del modulo *LIS3MDL* per il magnetometro. Complessivamente detiene nove gradi di libertà, ha una massa di 3 g e una

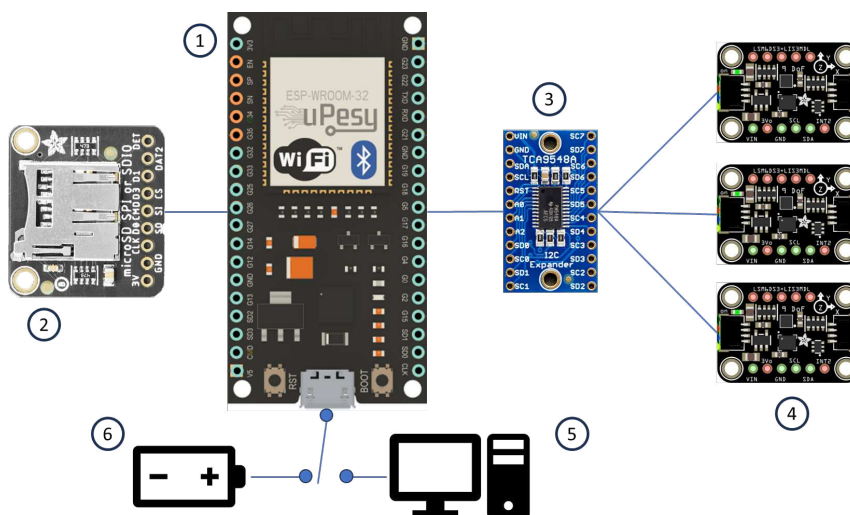


Figura 12.1: Schema componenti del sistema di misura

N°	Componente	Euro
1	ESP32	15
5	IMU	100
1	Multiplexer	7
1	Lettore microSD	4
1	microSD	7
1	Batteria	15
	Cavi, connettori, ecc	5
TOT:		153

Tabella 12.1: Costo componenti

dimensione di 1.0x0.7 pollici. Nella tabella 12.2 seguente sono riportati le caratteristiche principali e le performance dei sensori.

	Range	Sensibilità	Rumore
Giroscopio	± 250 °/s	0.00875 °/s	0.005 °/s/ $\sqrt{\text{Hz}}$
Accelerometro	± 8 g	0.244 mg	90 $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$
Magnetometro	± 8.0 G	0.2923 mG	/

Tabella 12.2: Caratteristiche principali dell'IMU acquistato. ($g = 9.81\text{m}/\text{s}^2$)

Nella scheda tecnica del magnetometro non è riportato il valore di *Rate Noise Density*, tuttavia per le simulazione verrà utilizzato un valore ricavato da delle misurazioni. Alcune dei valori

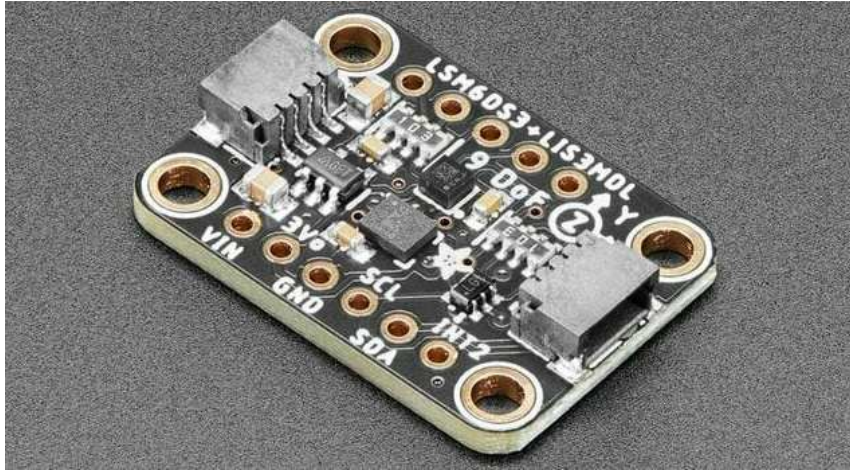


Figura 12.2: IMU Adafruit LSM6DS3TR-C + LIS3MDL

riportati nella tabella dipendono dal *Range* scelto; per i test condotti in laboratorio i *Range*, e le conseguenti performance, sono quelli riportati in tabella. In realtà, per l'IMU posto a 500 mm e quello a 700 mm, essendo sottoposti a delle accelerazioni inferiori perché si trovano più vicini all'incastro, il range dell'accelerometro è stato ridotto a ± 4 g in modo tale da dimezzare la sensibilità (0.244 mg). La frequenza di campionamento del giroscopio e dell'accelerometro può essere impostata su dei valori che vanno da 12.5 a 6664 Hz, mentre il magnetometro può essere impostato tra 0.625 a 1000 Hz. Sarà quindi sufficiente scegliere un valore superiore a 200 Hz, il quale è uno dei requisiti minimi. Si vedrà nel prossimo paragrafo che in realtà il valore massimo della frequenza di campionamento sarà dato dalla velocità di salvataggio dei dati.

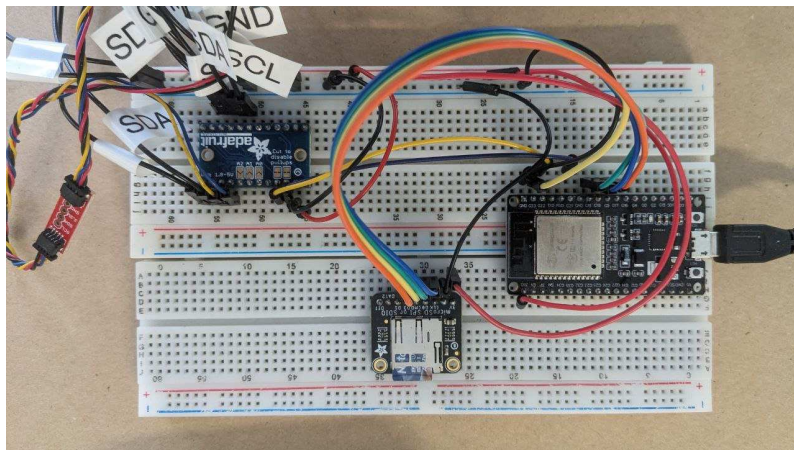


Figura 12.3: Sistema di acquisizione

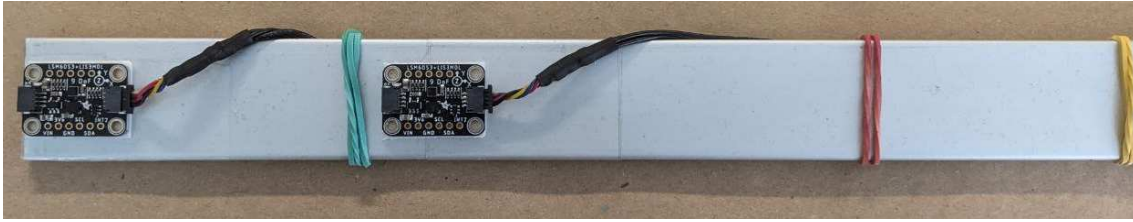


Figura 12.4: Particolare di due IMU posti all'estremità dell'asta

12.2 Software

La parte *software* del sistema di acquisizione è composto esclusivamente dal codice con cui viene programmata la scheda di controllo. Attraverso questo codice è possibile impostare alcuni parametri principali di ogni IMU, come la frequenza di campionamento e il range di misura. Oltre a questo, è possibile scegliere quanti e quali sensori utilizzare, questo permette di testare il sistema con un numero variabile di sensori senza dover togliere fisicamente i sensori dall'asta e disconnettere i relativi cavi. Inoltre, minore è il numero di sensori attivi maggiore è la frequenza di campionamento che è possibile raggiungere. Nel codice è stata implementata la possibilità di scegliere tra due modalità di gestione dei dati che sono: salvare nella memoria locale microSD o inviare i dati al PC tramite porta seriale. Questa seconda possibilità è stata aggiunta per facilitare la procedure di test del sistema di acquisizione. Tuttavia, per le prove di oscillazione viene sempre usata la modalità con microSD in quanto consente una frequenza di campionamento ben maggiore. A differenza dell'Arduino UNO usato inizialmente, la scheda ESP32 consente di eseguire parti del codice in maniera parallela grazie, e non solo, alla presenza di due core. Questa peculiarità si è resa fondamentale per soddisfare il requisito minimo di f_s , in quanto permette la lettura di un certo numero di misure da tutti i sensori mentre contemporaneamente avviene la scrittura nella memoria dei dati più vecchi. Questo avviene grazie alla possibilità di poter creare una "coda di salvataggio" la quale viene svuotata salvando i dati quando raggiunge una certa dimensione. In questo modo è possibile diminuire notevolmente il numero di aperture e chiusure del file di salvataggio le quali sono operazioni che richiedono un certo tempo e che quindi ridurrebbero la frequenza di campionamento. Nel codice è possibile scegliere quali misure salvare, infatti l'IMU *Adafruit LSM6DS3TR-C + LIS3MDL* offre la possibilità di fornire sia il valore adimensionale proveniente dal sensore, sia il valore scalato in modo tale che sia espresso nell'unità di misura relativa alla quantità misurata. Il file testo che verrà creato all'interno della memoria microSD conterrà una serie di righe. Ogni riga corrisponde ad una singola lettura dei tre sensori di un solo IMU. I dati degli altri IMU raccolti nello stesso istante sono presenti nelle righe successive. Arrivati alla riga relativa all'ultimo IMU, apparirà in seguito la riga del primo IMU relativa all'istante successivo.

Oltre ai dati dei sensori, viene riportato per ogni riga il tempo trascorso dall'istante precedente in micro secondi e il tempo trascorso dall'accensione del sistema, oltre che al numero identificativo dell'IMU. In generale, ogni riga appare come segue:

AccX AccY AccZ GyroX GyroY GyroZ MagX MagY MagZ Δt t[μs] ts #

In seguito è riportato un esempio con cinque IMU:

```
-0.1424 -0.0562 9.9230 0.0032 -0.0530 -0.0047 0.1312 -0.0446 -0.6293 4966 820501 0
0.5659 0.0574 9.9589 -0.0113 -0.0304 -0.0031 0.0004 0.0406 -0.6650 4966 820501 1
0.3266 -0.2321 10.2006 0.0188 -0.0347 0.0053 -0.0224 0.1222 -1.0310 4966 820501 2
0.6580 -0.0909 10.0929 0.0115 0.0034 -0.0011 0.2786 -0.1846 -0.9402 4966 820501 3
0.4475 -0.1938 10.2628 0.0180 -0.0538 -0.0046 -0.1792 0.1795 -0.7884 4966 820501 4
-0.1184 -0.0670 9.9123 0.0055 -0.0535 -0.0031 0.1293 -0.0472 -0.6302 4966 825722 0
```

L'esempio riportato fa riferimento ad una prova in cui sono stati usati cinque IMU perché il primo, identificato con il numero zero, è posto in corrispondenza dell'incastro per simulare la presenza del sensore *master*. Nell'esempio riportato, con cinque sensori è possibile raggiungere un Δt pari a 4966 μs che corrisponde ad una frequenza di 201 Hz, di poco superiore al requisito. Tuttavia questa configurazione è la più gravosa che il sistema è previsto che debba sopportare; in condizioni nominali, ossia con tre o quattro sensori, la frequenza può essere aumentata.

Capitolo 13

CALCOLO PERFORMANCE REALI SENSORI

Dopo la scelta della configurazione migliore, in termini di posizione e numero di sensori, e della scelta del sensore è necessario conoscere qual è l'accuratezza delle stime generate dal sistema di misura. Un calcolo più preciso può essere condotto con una prova reale i cui risultati vengono confrontati con un riferimento teoricamente esatto, tuttavia questo metodo non è molto pratico perché, per avere dei dati statisticamente validi, è necessario condurre numerose prove che risulterebbero un lavoro oneroso. Inoltre, individuare un riferimento esatto per giudicare la stima di una prova reale non è semplice e in questa fase del progetto non si dispone di alcun metodo.

Lo studio dell'accuratezza della stima verrà condotto in maniera analoga alle analisi descritte nel paragrafo 11.4, ossia facendo uso della soluzione ottenuta da una simulazione numerica transient di tipo modale. In questo caso non verranno confrontati i risultati di configurazioni diverse, bensì verrà studiata la performance solamente della configurazione definitiva. Dal capitolo 11 la configurazione ottimale è risultata essere quella con tre sensori equidistanti, disposti tra la metà dell'asta e l'estremità libera. In realtà, a causa della dimensione finita della scheda dell'IMU, il sensore dell'ultimo IMU si trova a 10 mm dall'estremità. Inoltre, per garantirsi la possibilità di studiare anche la configurazione con quattro sensori, ne sono stati disposti quattro, con la possibilità di utilizzare i dati da uno, due, tre o quattro IMU. Di conseguenza, il secondo e terzo sensore sono stati posizionati a 700 e 900 mm dall'incastro. Avendo quindi a disposizione gli IMU disposti come in figura 13.1, per il metodo ad Interpolazione verranno usati tre sensori, in particolare il primo secondo e quarto; mentre per il metodo con Funzione di Forma verranno usati solamente il primo e l'ultimo IMU.

Oltre alla configurazione dei sensori è necessario anche impostare le performance dei sensori ai valori corrispondenti a quelli reali, che non necessariamente corrispondono a quelli riportati nella scheda tecnica. In particolare è necessario porre attenzione agli indici di rumore, i quali è stato dimostrato essere molto influenti. La discrepanza tra il valore reale e quello riportato dal costruttore può essere ricondotta al fatto che nella scheda tecnica vengono spesso fornite le performance relative ad un particolare settaggio dei parametri dell'IMU che non è detto che corrisponda alla

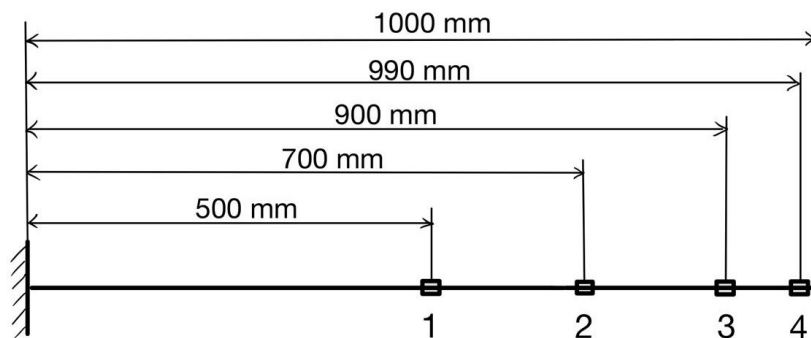


Figura 13.1: Disposizione definitiva dei sensori

condizione di utilizzo reale. Inoltre, i dati forniti sono dei valori medi e quindi ogni singolo sensore avrà delle performance leggermente diverse. Perciò sono state fatte delle prove per raccogliere delle misurazioni in modo da verificare ed eventualmente modificare le performance indicate nella scheda tecnica. In particolare, lo scopo è calcolare i valori di *Rate noise density* e *Bias instability*. L'asta, con tutti i cinque sensori, è stata posta sopra ad un tavolo per circa cinque minuti in maniera completamente statica, mentre venivano raccolti i dati ad una frequenza di circa 200 Hz. Sono stati quindi generati 65125 misurazioni per ogni IMU. Oltre ai valori di *Rate noise density* e *Bias instability* che saranno inseriti nel blocco IMU della simulazione, sono stati calcolati anche i vari *zero input offset* e i RMS del rumore al solo scopo di confrontarli con i valori forniti dalla scheda tecnica. I valori di RMS del rumore, calcolati come $rms = \sqrt{\sum(x_i - X)^2}$, sono riportati nella tabella seguente (13.2) assieme ai valori forniti dal produttore nella colonna "rms th". Dove x_i sono le singole misure e X è la media di tutti i valori x_i .

labels	rms					rms_th	units_rms
"AccX"	1.3931	1.362	1.319	1.8164	2.6729	2	"mg"
"AccY"	1.3137	1.5752	1.3537	1.6488	1.5883	2	"mg"
"AccZ"	1.4973	1.4645	3.2925	1.7647	1.8047	2	"mg"
"GyroX"	103.38	74.879	61.284	59.173	73.061	75	"mdps"
"GyroY"	89.246	213.99	79.831	228.98	104.06	75	"mdps"
"GyroZ"	70.82	68.644	73.734	670.7	224.85	75	"mdps"
"MagX"	0.32324	0.37282	0.31168	0.33558	0.33961	0.32	"micro-T"
"MagY"	0.39193	0.34278	0.3041	0.32695	0.29804	0.32	"micro-T"
"MagZ"	0.51755	0.50595	0.5695	0.58084	0.50096	0.41	"micro-T"

Figura 13.2: RMS rumore calcolati

Come si può notare, i valori calcolati rispecchiano abbastanza bene i valori forniti nella scheda tecnica, anche se i valori calcolati della componente Y del giroscopio risulta di molto superiore al valore teorico. Il motivo di questa discrepanza non è stata indagata. I valori dell'accelerometro

del quarto e quinto IMU sono più alti degli altri in quanto sono impostati ad un range di 8g, perciò il valore rms teorico si alza a 2.4 mg.

I valori del *Zero Input Offset* sono stati calcolati come media delle misurazioni mentre, nel caso particolare dell'asse Z dell'accelerometro, dalla media delle misurazioni è stato sottratto il valore 9.807. Il risultato è riportato nella seguente tabella (13.3) assieme ai valori teorici nella colonna "ZIO th":

labels	zero_input_offset					ZIO_th	units_rms
"AccX"	15.441	13.953	15.228	20.576	3.795	40	"mg"
"AccY"	45.446	64.962	37.377	54.959	47.566	40	"mg"
"AccZ"	13.946	9.414	30.161	15.287	28.442	40	"mg"
"GyroX"	228.31	612.74	1128.9	586.01	995.37	3000	"mdps"
"GyroY"	2867.1	2190.2	2521.8	92.524	3175.4	3000	"mdps"
"GyroZ"	194.08	238.57	143.94	81.452	83.86	3000	"mdps"

Figura 13.3: Zero Input Offset calcolato

Per il calcolo del *Rate noise density* e *Bias instability* è stato usato il metodo della varianza di Allan che permette di determinare i parametri che descrivono il rumore di un sensore MEMS stazionario. In particolare, è stato utilizzato il codice descritto in [12]. In realtà, con il metodo descritto [12], non viene calcolato il *Rate noise density* bensì il *Random walk* che, sebbene definito in maniera diversa, in prima approssimazione può essere confuso con il *Rate noise density*. Nella tabella (13.4) seguente sono riportati i valori calcolati e quelli riportati dalla scheda tecnica del *Rate noise density*:

labels	Rn					Rn_th	units_rumore
"AccX"	100.09	98.353	92.269	131.91	191.97	"90"	"micro-g/ \sqrt{Hz} "
"AccY"	103.31	112.88	95.338	118.86	113.77	"90"	"micro-g/ \sqrt{Hz} "
"AccZ"	106.38	102.05	226.73	116.75	128.91	"90"	"micro-g/ \sqrt{Hz} "
"GyroX"	8.2011	5.3464	4.3999	4.2439	5.1087	"5"	"(milli-deg/s)/ \sqrt{Hz} "
"GyroY"	7.2053	15.355	5.3874	16.344	7.3161	"5"	"(milli-deg/s)/ \sqrt{Hz} "
"GyroZ"	5.5585	4.9412	5.2755	48.12	16.057	"5"	"(milli-deg/s)/ \sqrt{Hz} "
"MagX"	0.011937	0.011758	0.012452	0.26501	0.011585	"/"	"micro-T/ \sqrt{Hz} "
"MagY"	0.011828	0.011929	0.22384	0.013392	0.19307	"/"	"micro-T/ \sqrt{Hz} "
"MagZ"	0.017763	0.017703	0.018144	0.020329	0.019782	"/"	"micro-T/ \sqrt{Hz} "

Figura 13.4: Noise rate density calcolato

Come si può notare, i valori calcolati sono in generale maggiori rispetto ai valori teorici. Nel capitolo 11 è stato visto che il parametro principale è il *Rate noise density* del giroscopio, che inizia ad influire le prestazioni quando raggiunge un valore attorno a 100 $mdps/\sqrt{Hz}$, il quale è il doppio rispetto al massimo valore calcolato corrispondente all'asse Y del quarto sensore e 8.7

volte rispetto alla media. Di conseguenza, si può ritenere che le prestazioni reali dei sensori sono sufficientemente buone da non influire sulla qualità della stima del sistema di previsione della deformata. Siccome nel blocco IMU della simulazione è possibile specificare anche il *Random walk* di ogni sensore, al posto del *Rate noise density*, i valori appena calcolati sono stati inseriti come *Random walk*. Inoltre, sono stati inseriti anche i valori di *Bias instability*, informazione che nelle simulazioni precedenti non si disponeva. In favore di sicurezza, nel modello sono stati inseriti per ogni componente il valore massimo misurato tra i vari IMU.

labels	Bias					unit_bias
"AccX"	0.00077858	0.00067149	0.0019091	0.0024382	0.0040081	"m/s^2"
"AccY"	0.00077217	0.00072494	0.0019663	0.0023986	0.0008564	"m/s^2"
"AccZ"	0.0010068	0.0010703	0.0045831	0.0023694	0.0012989	"m/s^2"
"GyroX"	0.00016536	6.6281e-05	4.6151e-05	4.7003e-05	0.00018089	"rad/s"
"GyroY"	0.00012067	0.00018603	0.00019037	0.00022382	0.00010672	"rad/s"
"GyroZ"	0.0018368	5.5419e-05	6.4547e-05	0.00056185	0.00018576	"rad/s"
"MagX"	0.001544	0.0015857	0.0012929	0.001704	0.0014849	"micro-T"
"MagY"	0.001521	0.0016262	0.0015309	0.001884	0.0014837	"micro-T"
"MagZ"	0.0025486	0.0024068	0.0025162	0.0028966	0.0025001	"micro-T"

Figura 13.5: Bias Instability calcolato

13.1 Calcolo precisione teorica del sistema

In questo paragrafo verranno esposti i risultati del calcolo della precisione teorica sulla base delle performance reali dei sensori, calcolate ed esposte nel paragrafo precedente. Come già detto, la precisione verrà calcolata confrontando il risultato della stima con quello fornito da un'analisi transient di tipo modale condotta con un time step di 0.001 s. Siccome si vuole fornire una precisione che fa riferimento alle condizioni dei test in laboratorio, la simulazione numerica è stata impostata per riprodurre tale condizione. Avendo deciso nel paragrafo precedente che i test in laboratorio saranno svolti con quattro sensori disposti come visibile nell'immagine 13.1, nella simulazione sono stati posizionati gli IMU allo stesso modo. In questo modo sarà possibile confrontare la precisione teorica, calcolata tramite le simulazioni, e la precisione del sistema reale ottenuta tramite dei test in laboratorio.

Come sempre è necessario prima definire in che modo verrà espressa l'accuratezza delle stime. Non è possibile fornire un solo dato che rappresenti l'accuratezza del sistema in quanto facendo così si rischia di generalizzare troppo un sistema più complesso. Verranno perciò forniti vari parametri che permettono di comprendere meglio l'entità dell'accuratezza declinandola sotto vari

aspetti. In primo luogo saranno calcolati gli errori definiti già nel paragrafo 11.4 i quali quantificano la precisione della stima di ogni punto e dell'estremità.

- $RMSE = \sum_{i=1}^n [RMS(h_{th,i} - h_{s,i})]$

Rappresenta l'errore assoluto della posizione verticale dei punti di tutta l'asta.

- $RMSE_{TIP}\% = [RMS(\frac{h_{th,TIP} - h_{s,TIP}}{H_{th}} * 100)]$

Rappresenta l'errore relativo della posizione della sola estremità dell'asta.

- $RMSE_{TIP} = [RMS(h_{th,TIP} - h_{s,TIP})]$

Rappresenta l'errore assoluto della posizione dell'estremità dell'asta in mm.

Tuttavia, si vedrà che l'errore varia non poco lungo l'asta perciò è molto utile esprimere l'accuratezza specifica di alcuni punti caratteristici come l'estremità, la mezzeria dell'asta e il punto di maggior errore.

Inoltre è necessario tenere a mente che i seguenti risultati fanno riferimento ad una sola condizione di prova, infatti l'accuratezza si vedrà essere ovviamente dipendente anche dall'entità dell'oscillazione, ossia dalle velocità e accelerazioni coinvolte, i quali variano durante la singola prova e variano anche al variare delle condizioni di partenza. Tuttavia, la prova simulata rappresenta buona parte dei test condotti in laboratorio, con un'ampiezza massima all'estremità di 90 mm. Nella tabella 13.1 e nel grafico 13.6 seguente sono riportati i risultati delle analisi, ottenuti, come sempre, come media di cinque prove uguali.

Metodo	RMSE [mm]	RMSE _{TIP} [mm]	RMSE _{TIP} %
F. di Forma	2.73	2.39	1.64
Interpolazione	1.76	2.17	1.42

Tabella 13.1: Errori dei due metodi

Dal grafico 13.6 si può facilmente notare come il metodo ad Interpolazione sia il migliore dei due, in particolare si dimostra più efficace nella stima generale di tutta l'asta. E' invece minore il distacco nella stima della sola estremità dell'asta, il cui errore rimane comunque sotto ai 3 mm per entrambi i metodi. Nel caso dell'interpolazione, si può notare una certa discrepanza tra l'errore RMSE generale e quello relativo alla sola estremità, ciò fa pensare ad una certa variazione dell'errore lungo l'asta, che verrà ora indagata. La prima considerazione possibile è che l'errore assoluto vicino all'incastro sarà ridotto in quanto gli spostamenti sono piccoli, come anche l'entità della velocità e delle accelerazioni.

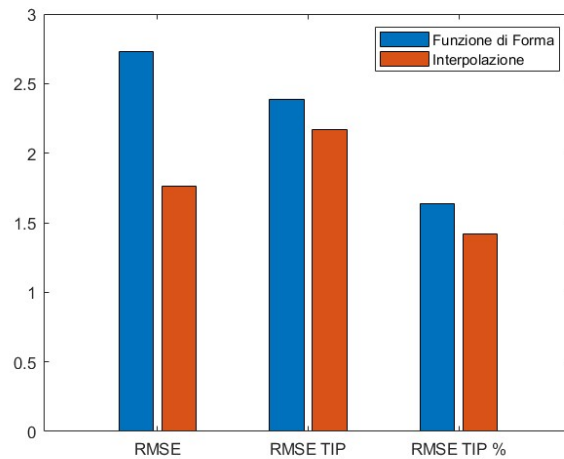


Figura 13.6: Confronto degli errori tra i due metodi

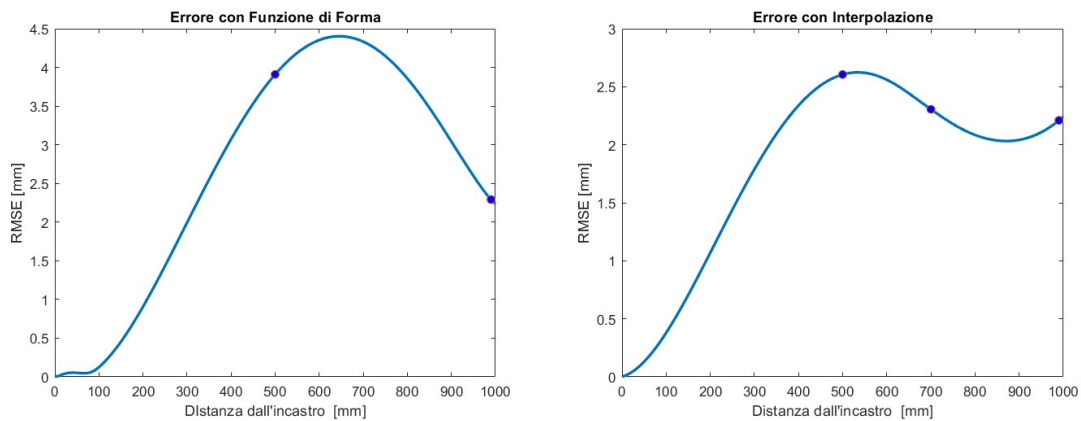


Figura 13.7: Variazione dell'errore RMSE [mm] lungo l'asta con il metodo ad Interpolazione (destra) e con Funzione di Forma (sinistra)

Dai grafici si può vedere che per entrambi i metodi, come predetto, nelle vicinanze dell'incastro l'errore RMSE aumenta con la distanza da esso ma poi le due curve differiscono. Con il metodo a F.F. il massimo errore lo si trova a 650 mm con una netta diminuzione all'estremità dell'asta. Con l'Interpolazione si ha invece il picco in mezzeria e una diminuzione meno marcata nella restante porzione dell'asta. Andando ad indagare l'errore dell'estremità, riportato nella figura 13.8, si può notare che per entrambi i metodi l'errore ha un andamento oscillatorio con la stessa frequenza del moto dell'estremità. Confrontando la curva dell'errore (arancione) con quella della posizione reale (blu) si può notare che, sebbene abbiano la stessa frequenza, le due non siano in fase, bensì sfasate tra lo 0° e i 90° . I picchi dell'errore si trovano infatti circa in corrispondenza della posizione centrale dell'oscillazione. Lo stesso accade per entrambi i metodi. Un'altra con-

siderazione che può essere fatta guardando i grafici 13.8 è che il metodo con F.F. tende ad avere un errore per lo più positivo mentre il metodo ad Interpolazione mostra una curva maggiormente centrata attorno allo zero.

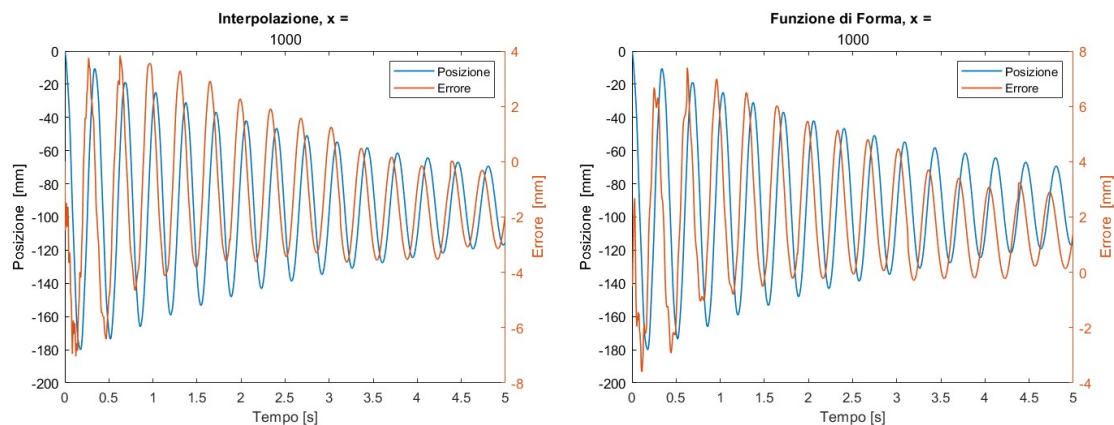


Figura 13.8: Andamento nel tempo dell'errore RMSE [mm] all'estremità dell'asta con il metodo ad Interpolazione (sinistra) e con Funzione di Forma (destra)

Di seguito sono riportati anche i grafici 13.9 relativi all'andamento nel tempo dell'errore nel punto di massimo errore RMSE, $x = 500$ mm per il metodo ad Interpolazione e $x = 700$ mm per il metodo con F.F. Analogamente all'estremità, anche in questo caso l'errore è sfalsato rispetto all'oscillazione del moto. La differenza più significativa la si può trovare nel caso del metodo con F.F. in cui una seconda frequenza caratterizza l'andamento dell'errore. Da un'analisi del contenuto in frequenza dell'errore appare che l'oscillazione sia caratterizzata, oltre dalla frequenza nulla e quella di 3.1 Hz, anche da una frequenza di 18 Hz che corrisponde proprio alla frequenza del secondo modo di vibrare dell'asta. Ciò fa trasparire l'incapacità del metodo con Funzione di Forma di riportare la componente del moto corrispondente ai modi di vibrare superiori al primo, che evidentemente hanno maggior importanza in mezzeria.

Nei seguenti grafici (13.10) si può vedere a confronto la deformata reale a la stima in corrispondenza di un picco dell'oscillazione. L'area rossa corrisponde alla discrepanza tra stima e posizione reale. Come visto in precedenza, i picchi dell'oscillazione sono una fase in cui si ha la miglior stima, difatti l'area rossa è abbastanza limitata.

Nei grafici seguenti (13.11) invece è riportata la stima circa nel momento di massimo errore, ossia nel punto centrale dell'oscillazione. Il peggioramento è molto visibile, soprattutto per il metodo con Funzione di Forma.

Come già detto, l'entità dell'errore di entrambi i metodi è variabile durante l'oscillazione e

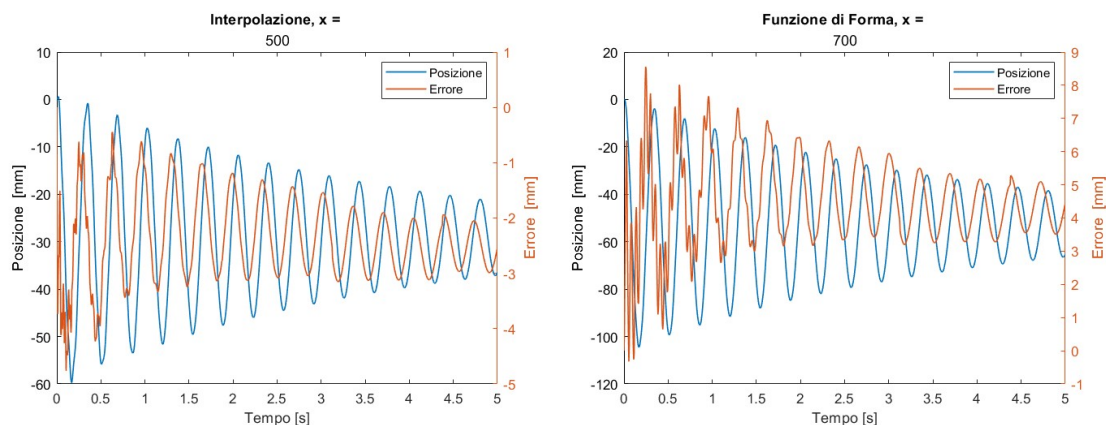


Figura 13.9: Andamento nel tempo dell'errore RMSE [mm] in $x = 500$ mm con il metodo ad Interpolazione (sinistra) e a $x = 700$ mm con Funzione di Forma (destra)

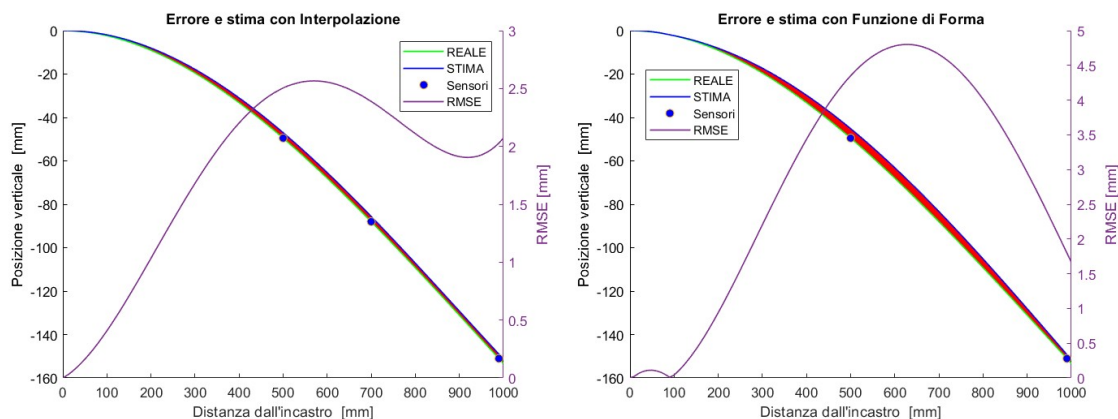


Figura 13.10: Andamento dell'errore RMSE lungo l'asta con il metodo ad Interpolazione (sinistra) e con Funzione di Forma (destra) durante un picco dell'oscillazione

diminuisce con il diminuire dell'ampiezza dell'oscillazione. Perciò risulta complesso definire un valore univoco che rappresenti l'accuratezza, anche solo di un singolo punto dell'asta. Ciò che invece si può definire in maniera oggettiva, per quanto riguarda l'estremità dell'asta, è che la stima ottenuta avrà un'accuratezza inferiore a 7.1 mm con il metodo ad Interpolazione e 7.6 mm per il metodo F.F. Tali valori corrispondono al massimo errore assoluto raggiunto durante l'oscillazione, il quale avviene nei primi istanti. Nel caso del metodo ad Interpolazione, il massimo errore ottenuto all'estremità corrisponde anche al massimo errore di tutta l'asta mentre il massimo errore con l'altro metodo ha luogo a 700 mm dell'incastro con un valore di 8.5 mm. La distribuzione dell'errore massimo lungo l'asta è riportato nei grafici seguenti 13.12. Si noti che l'andamento

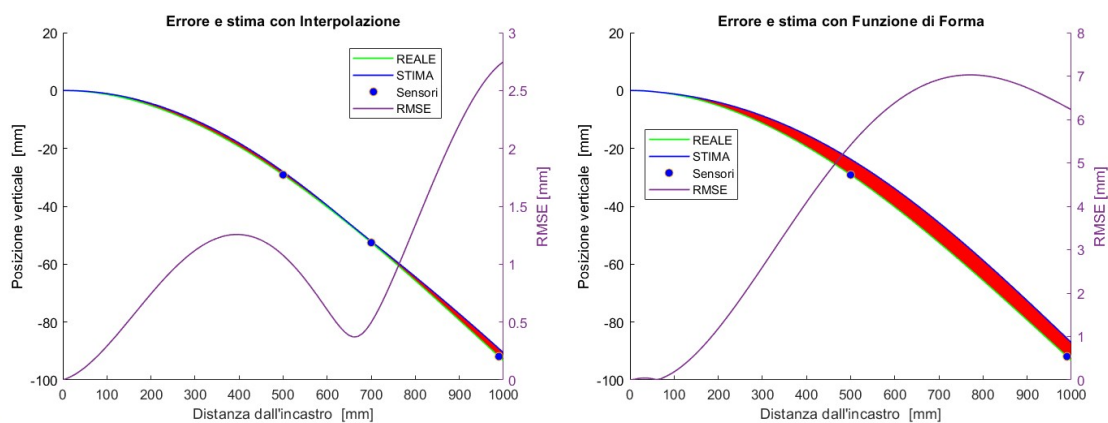


Figura 13.11: Andamento dell'errore RMSE lungo l'asta con il metodo ad Interpolazione (sinistra) e con Funzione di Forma (destra) in un punto centrale dell'oscillazione

dell'errore massimo lungo l'asta non corrisponde alla curva dell'errore medio illustrato nei grafici 13.7.

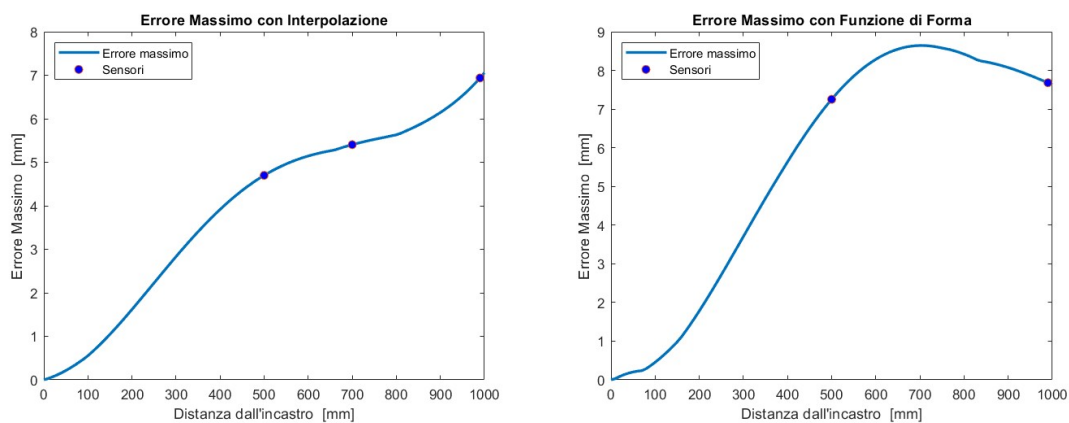


Figura 13.12: Distribuzione dell'errore RMSE massimo con il metodo ad Interpolazione (destra) e con Funzione di Forma (sinistra)

Capitolo 14

ALGORITMO DI RICOSTRUZIONE FORMA DELL'ASTA

L'algoritmo di ricostruzione della forma dell'asta reale è per certi versi simile all'algoritmo di simulazione del sistema di misura esposto nel capitolo 10. La differenza principale tra i due codici è che ovviamente nel caso dell'algoritmo in questione i dati degli IMU non sono simulati ma provenienti da dei sensori reali, perciò non è presente il blocco di simulazione dell'IMU. Acquisendo i dati durante un prova reale in laboratorio non è nemmeno necessario il blocco relativo alla generazione del moto ideale. Nell'immagine 14.1 è riportato lo schema a blocchi del codice di ricostruzione il quale si può notare essere più ristretto del codice di simulazione.

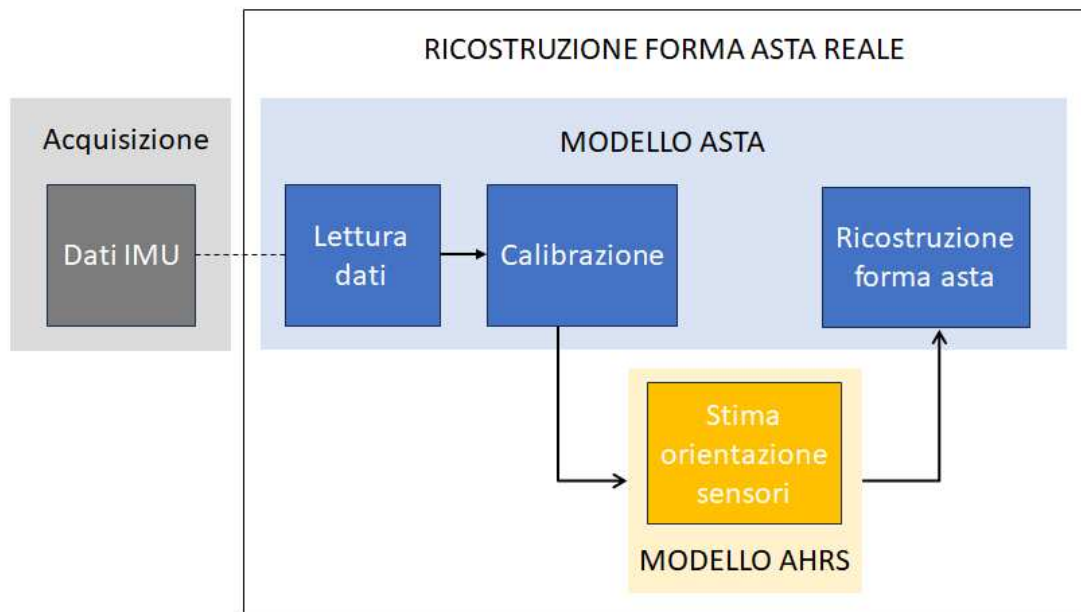


Figura 14.1: Schema a blocchi dell'algoritmo di ricostruzione della forma dell'asta reale

Il primo blocco dello schema è in realtà relativo all'acquisizione dei dati raccolti dagli IMU all'interno di una scheda microSD. Il file generato del sistema di acquisizione viene quindi importato all'interno del codice di ricostruzione vero e proprio nel quale, in primo luogo, avviene la lettura dei dati e la loro organizzazione in matrici più gestibili. Il secondo passaggio del codice è

la calibrazione dei sensori la quale altera i dati in ingresso attraverso un modello di calibrazione. Questo blocco verrà approfondito maggiormente nel paragrafo dedicato. Successivamente i dati degli IMU calibrati vengono forniti al modello AHRS che, come per la simulazione, fornisce la stima dell'orientazione dei sensori. Sulla base di queste nuove informazioni, il blocco di ricostruzione dell'asta genera in ogni istante la forma dell'asta con i due metodi già descritti.

14.1 Calibrazione sensori

Gli IMU forniscono dati provenienti da tre sensori tri-assiali: accelerometro, giroscopio e magnetometro. Come ogni sensore, anche questi hanno bisogno di essere calibrati in modo da compensare degli errori di lettura di diversa natura.

I giroscopi contenuti all'interno degli IMU quando non sono calibrati forniscono dei valori che in media si discostano dalla misura "corretta" di una certa quantità costante, la quale può essere causata da delle tensioni meccaniche che alterano le letture. Questo errore è quindi diverso per ogni sensore, tuttavia è facilmente compensabile. Una facile e veloce calibrazione dei giroscopi può essere effettuata calcolando il valore medio delle letture ottenute mentre i sensori sono in condizione completamente statica. I valori ottenuti, che idealmente dovrebbero essere nulli, possono essere sottratti dalle misurazioni effettuate durante le prove. E' buona norma calibrare i giroscopi ad ogni sessione di utilizzo tuttavia, in ogni test compiuto in laboratorio, all'inizio della prova vengono inevitabilmente raccolte delle misurazioni con l'asta ferma che possono essere utilizzate per la calibrazione.

I magnetometri hanno bisogno di essere calibrati per compensare difetti costruttivi e disturbi esterni. Idealmente, se un magnetometro viene ruotato in tutte le orientazioni possibili, il vettore del campo magnetico traccia una sfera con raggio pari all'intensità del campo. Tuttavia, dal circuito della scheda su cui è montato il magnetometro possono provenire dei disturbi costanti generati dalla presenza di oggetti metalli, vincolati anch'essi alla scheda, che quindi ruotano assieme al sensore. Questa tipologia di disturbi sono chiamati *Hard Iron* ed hanno l'effetto di traslare dall'origine la sfera ideale. I disturbi maggiormente problematici sono quelli provenienti da fonti esterne, non vincolate al sensore, chiamati effetti *Soft Iron*. Le conseguenze di questi è quello di ruotare e schiacciare la sfera ideale. Per calibrare il magnetometro è stato usato la funzione apposita [13] presente all'interno di *Matlab*, la quale fornisce due coefficienti con cui è possibile correggere le misurazioni secondo il modello:

$$m = (x - b) * A$$

In cui x è la misurazione non calibrata, m è il valore corretto mentre b e A sono i due parametri forniti dalla funzione per ogni asse. Per generare i coefficienti di calibrazione bisogna fornire delle misurazioni che spazzano il più possibile tutte le orientazioni dello spazio. Questa operazione può essere fatta solamente prima di ogni sessione di test o ogni volta che si cambia luogo delle prove. Per la calibrazione degli accelerometri è stato utilizzato un metodo [14] che fa uso del fatto che, in condizioni statiche, il modulo del vettore di accelerazione è uguale al modulo dell'accelerazione gravitazionale. Il metodo fa uso di una ottimizzazione non lineare Gauss-Newton per generare un vettore di bias B e una matrice A di scala, secondo il modello:

$$A = (x - B) * M$$

In cui A è la lettura corretta mentre x è la lettura non calibrata. Anche in questo caso è necessario effettuare delle misurazioni antecedenti ai test. Avendo i sensori montati sull'asta, sarà quindi sufficiente raccogliere contemporaneamente da tutti i sensori nove letture in condizioni statiche per poi fornirle all'algoritmo di calibrazione.

Capitolo 15

FEM VS STIMA

Il primo metodo per analizzare l'accuratezza del sistema di ricostruzione dell'asta reale è stato un confronto con la soluzione fornita da una simulazione FEM. In particolare, si vuole prima confrontare la forma dell'asta in condizione statica, sottoposta quindi solamente all'incastro e alla forza peso. Successivamente invece verrà confrontata la forma dell'asta durante l'oscillazione. Avendo a disposizione le misurazioni di quattro IMU sarà anche possibile analizzare le performance del sistema usando sensori in numero e posizione diverse.

I dati reali raccolti fanno riferimento ad una singola prova, tuttavia ne sono state svolte molteplici in maniera identica; verranno riportati i risultati di solamente uno dei test. La prova reale è stata svolta con una velocità di campionamento di circa 200 Hz, con il sistema di acquisizione descritto nel capitolo 12. Una volta che il sistema di lettura e salvataggio dei dati è stato attivato, sono stati fatti trascorrere alcuni secondi per acquisire delle letture con l'asta statica, l'estremità è stata poi sollevata di 41 mm dalla posizione di partenza per causare l'oscillazione.

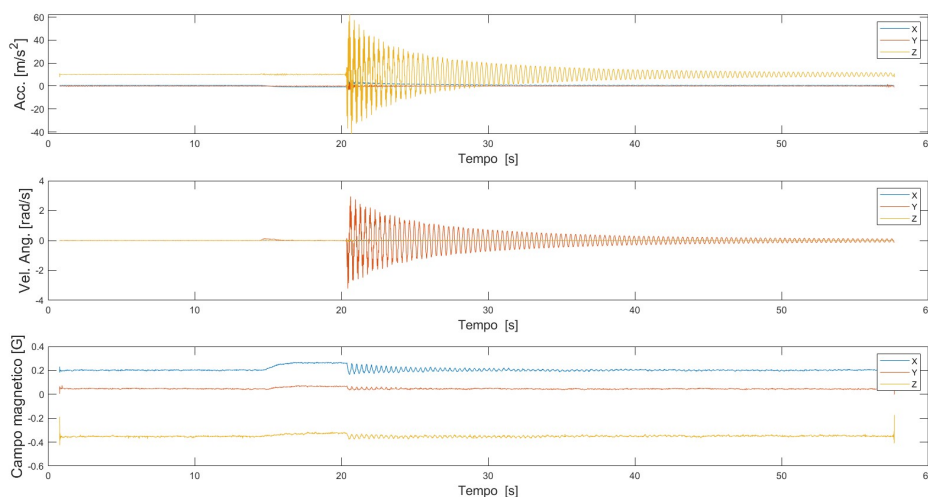


Figura 15.1: Misurazioni raccolte durante tutta la prova

Con i dati raccolti, dopo che sono stati processati, il blocco AHRS ha restituito la stima del-

l'inclinazione dei quattro sensori durante la prova, illustrata in seguito (15.2):

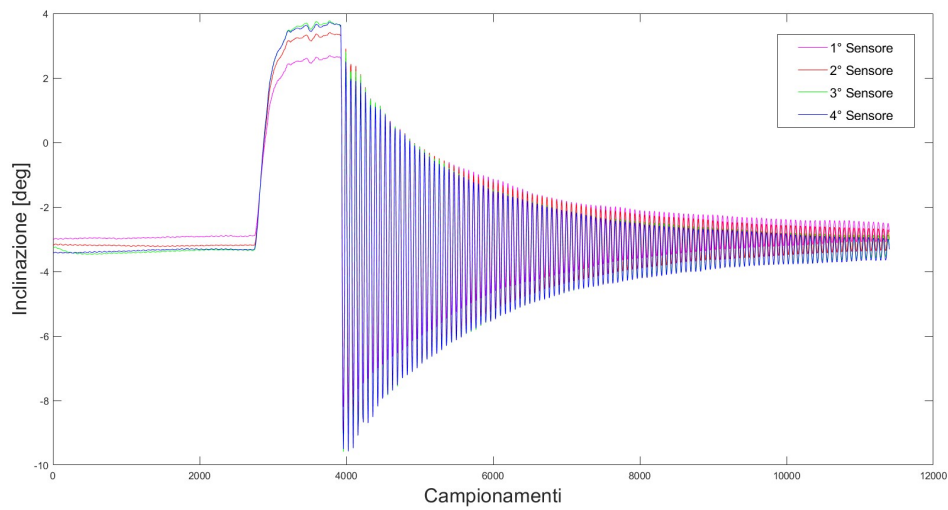


Figura 15.2: Inclinazione dei sensori durante la prova

Con il blocco per la ricostruzione della forma dell'asta è stato ottenuto il moto di cui in seguito è riportato quello dell'estremità di entrambi i metodi.

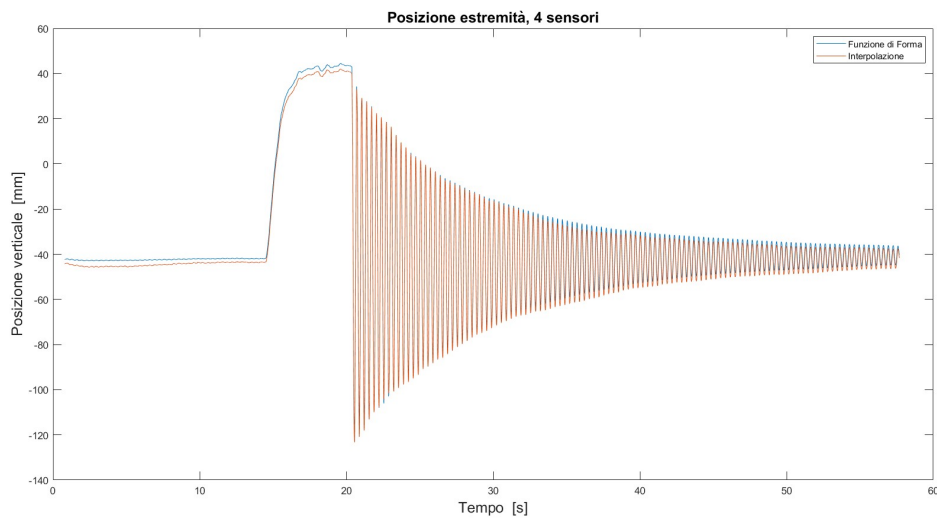


Figura 15.3: Posizione verticale dell'estremità

15.1 Condizione statica

Per la prova statica è stata presa in considerazione la stima della forma dell'asta negli istanti antecedenti a quando è stata sollevata l'estremità. Come riferimento è stato invece utilizzata soluzione di una simulazione FEM lineare statica applicata allo stesso modello usato anche per le simulazio-

ne transient precedenti. Per valutare il confronto è stato calcolato l'errore RMSE degli scarto di ogni punto tra la soluzione FEM e la stima. Nel grafico successivo è riportato il confronto in cui le due stime sono state effettuate utilizzando tutti quattro i sensori disponibili.

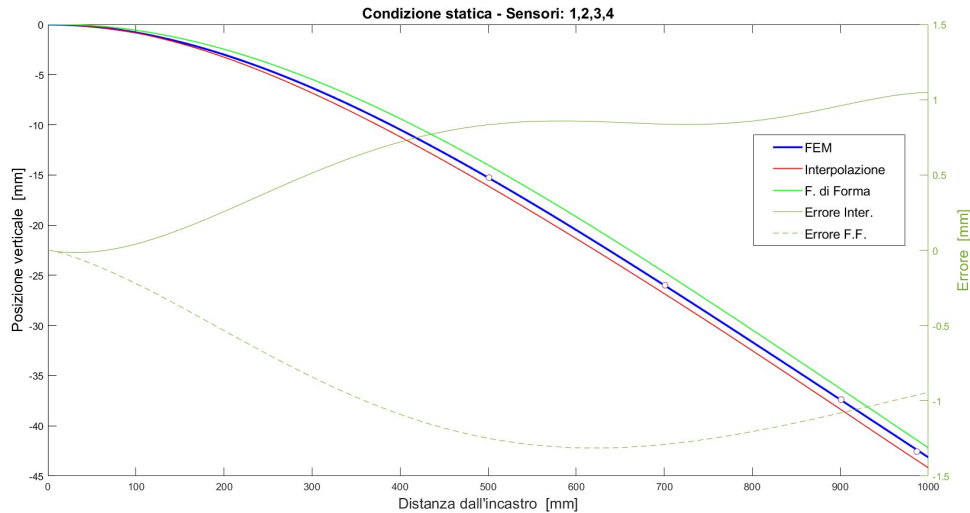


Figura 15.4: Confronto caso statico; sensori: 1,2,3,4

Come si può notare dal grafico, entrambe le stime possono essere considerate buone. In particolare, il metodo con funzione di forma ha un errore RMSE di 1.01 mm con uno scarto massimo 1.31 mm a 630 mm dall'incastro. Il metodo con Interpolazione ha prodotto dei risultati migliori generando un errore RMSE di soli 0.72 mm e uno scarto massimo di 1.04 mm a 680 mm dall'incastro. Nel grafico seguente è riportato l'andamento lungo l'asta dell'errore relativo calcolato per ogni punto rispetto alla posizione teorica.

Il metodo con F.F. ha un errore relativo monotono che diminuisce gradualmente verso l'estremità libera per raggiungere un valore minimo di solo 2.18%. La curva relativa al metodo ad Interpolazione è più bassa, raggiunge un picco di 8.6 % a 230 mm dall'incastro per poi scendere fino 2.43% all'estremità. La configurazione con quattro sensori è solo una delle possibili combinazioni e, come dimostrano i risultati successivi, non è la migliore sebbene faccia uso di tutti i sensori. Nel caso del metodo con F.F. è sufficiente utilizzare un sensore alla volta e confrontare i risultati. Il sensore più efficace risulta essere il primo e a seguire il terzo. La configurazione migliore con almeno due sensori sarà quindi composta dal primo e terzo sensore. La configurazione migliore per il metodo ad Interpolazione è risultata essere quella con cui è stata calcolata l'accuratezza teorica nel paragrafo 13.1. In sintesi, le due configurazioni scelte sono:

- Interpolazione: 1° , 2° e 4° sensore; =|—1—2—4
- Funzione di Forma: 1° e 3° sensore; =|—1—3—

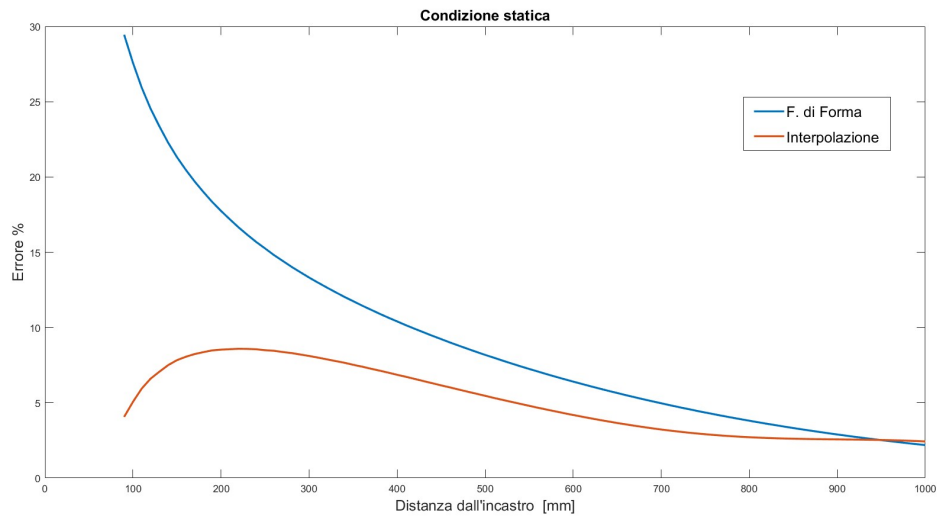


Figura 15.5: Errore relativo caso statico; sensori: 1,2,3,4

Con tali configurazioni sono stati ottenuti i seguenti risultati. Come nel caso precedente, con il metodo F.F. la stima peggiore si trova circa in mezzeria, con un errore massimo di 0.79 mm e un errore RMSE generale di 0.51 mm. Dal grafico 15.7 si nota che anche in questo caso l'errore percentuale diminuisce gradualmente fino ad annullarsi a 850 mm dall'incastro e poi risalire a 1.13 % all'estremità. Si ha quindi ottenuto un dimezzamento dell'errore rispetto alla configurazione con quattro sensori. Per il metodo ad Interpolazione si ha un errore RMSE molto basso di soli 0.27 mm e uno scarto massimo di 0.37 mm a 670 mm dall'incastro che rimane circa costante fino all'estremità. L'errore percentuale risulta di conseguenza molto basso e costante lungo tutta l'asta portandosi a 0.76% all'estremità.

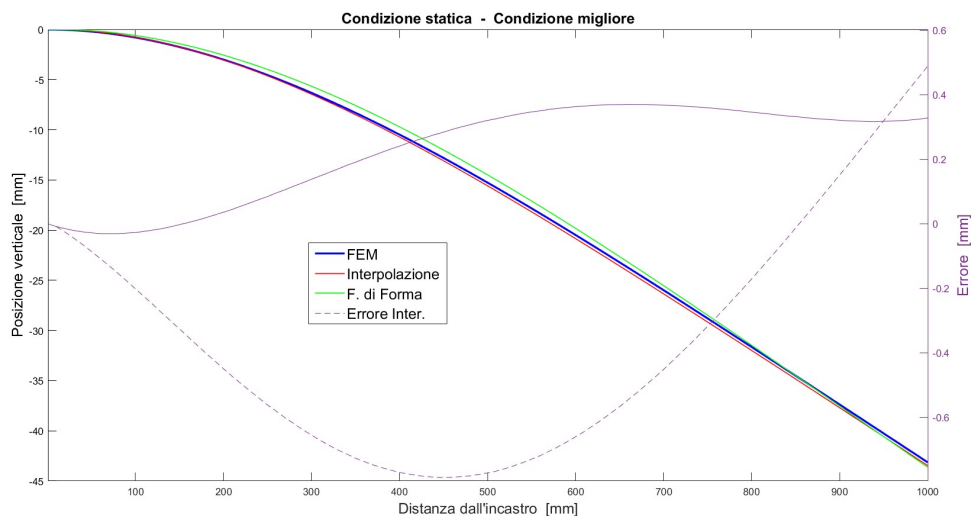


Figura 15.6: Confronto caso statico; configurazione ottimale

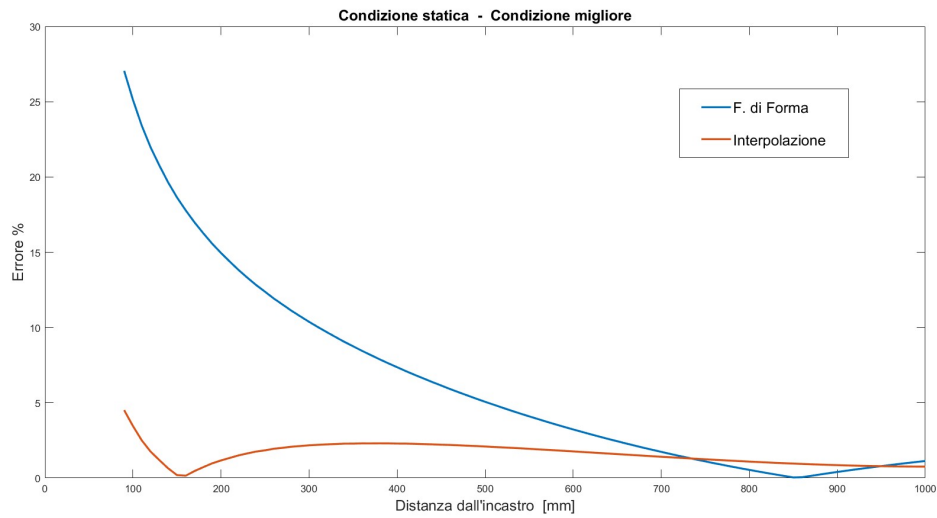


Figura 15.7: Errore relativo caso statico; configurazione ottimale

15.2 Condizione dinamica

Per confrontare la soluzione FEM e la stima in una condizione dinamica verrà giudicata la forma dell'asta durante il moto. È importante però considerare che il riferimento, ossia la simulazione FEM, deve essere utilizzato per confrontare la forma dell'asta in singolo istante, e non per confrontare il moto in sé. A tale scopo è stata confrontata la forma ottenuta durante il secondo picco dell'oscillazione e durante la fase centrale di un'oscillazione.

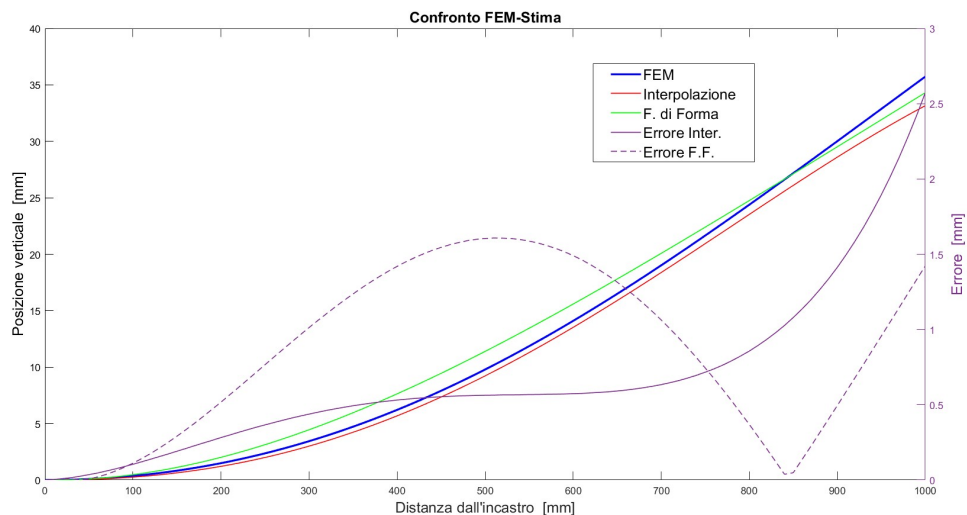


Figura 15.8: Confronto dinamico, picco dell'oscillazione

Nel picco (15.8), osservando la curva dell'errore, si può dire che il metodo ad Interpolazione

compie un buona stima nei primi 800 mm dell'asta per poi sottostimare la posizione dell'ultimo tratto. Con il metodo a F.F. si ha invece una curva abbastanza distante dal riferimento nella prima metà dell'asta raggiungendo l'errore massimo in mezz'era. Nella seconda metà migliora anche se l'andamento generale dell'asta è seguito in maniera migliore dal metodo ad Interpolazione.

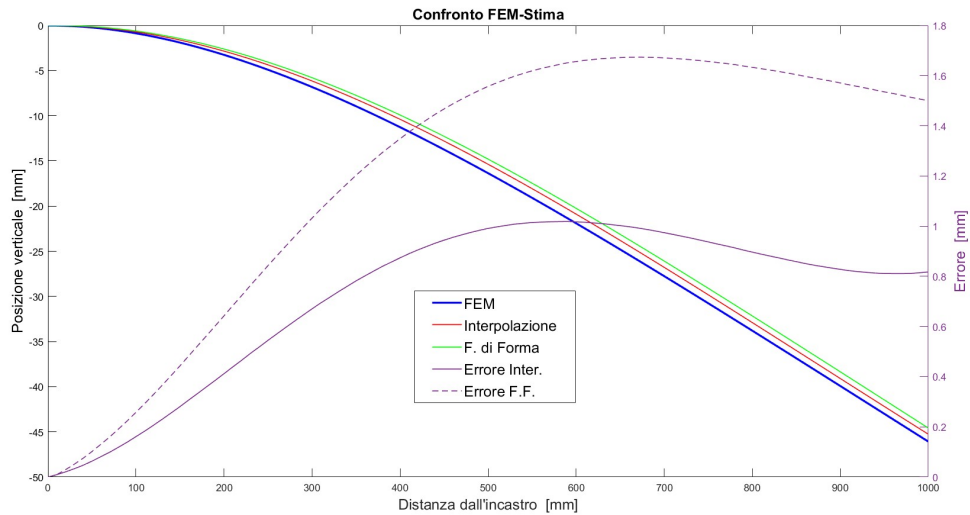


Figura 15.9: Confronto dinamico, fase centrale dell'oscillazione

Nella fase centrale dell'oscillazione si può osservare che le due curve dell'errore sono simili anche se leggermente scostate. Difatti anche le curve della stima dell'altezza hanno lo stesso andamento e sono entrambe una buona rappresentazione della curva di riferimento. In generale, anche in questo caso, il metodo ad Interpolazione si dimostra essere il migliore.

Capitolo 16

RULLO VS STIMA

Fin'ora qualsiasi giudizio del sistema di stima della forma dell'asta è stato eseguito usando come riferimento il modello FEM. Sono già stati discussi i vantaggi e svantaggi di questo metodo, tuttavia per concludere questo studio si vuole effettuare anche un confronto della stima usando un riferimento basato su misurazioni reali compiute durante la stessa prova. A tale scopo è stato realizzato un metodo per tracciare la posizione di alcuni punti dell'asta durante l'oscillazione mentre gli IMU raccolgono i dati per generare la stima della forma. In questo modo è possibile confrontare i risultati della stima con delle informazioni, teoricamente esatte, relative allo stesso test.

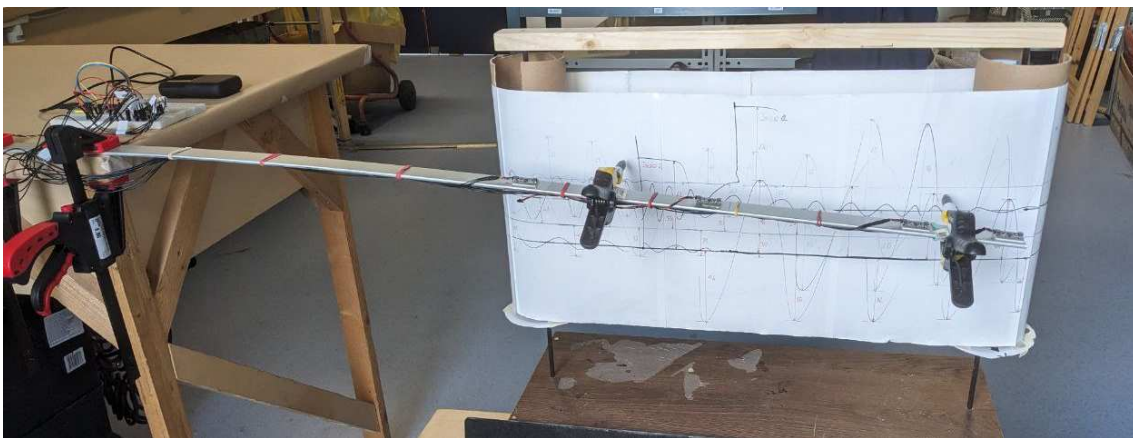


Figura 16.1: Set-up della prova con il rullo

16.1 Set-up test

Il sistema di riferimento sviluppato, concettualmente uguale ad un sismografo, consiste nel posizionare un semplice pennarello sull'asta nel punto in cui si vuole conoscere il moto. Durante l'oscillazione il pennarello tratterà un segno su un foglio posto vicino all'asta, su un piano parallelo a quello dell'oscillazione. Se il foglio rimane fermo la traccia del pennarello sarà composta da segni sovrapposti, ma se invece il foglio viene fatto scorrere la traccia si svilupperà lungo la

direzione del movimento del foglio. In questo modo è possibile rilevare, misurare e "salvare" la posizione verticale del pennarello, e quindi del punto dell'asta, in ogni istante del test. La velocità di scorrimento del foglio determina la scala orizzontale della curva tracciata. Tuttavia, per non complicare il sistema, il rullo su cui è montato il foglio viene fatto ruotare a mano, perciò la velocità di scorrimento del foglio inevitabilmente non sarà costante causando variazione della scala orizzontale. Ciononostante, lo spostamento verticale tracciato sul foglio non subisce alterazioni, perciò rimane un'informazione attendibile che può essere confrontata con la stima prodotta attraverso gli IMU. In particolare, verranno confrontate le ampiezze dei picchi dell'oscillazione il quale è un confronto che non è stato possibile effettuare attraverso il FEM perché fortemente dipendente dal coefficiente di smorzamento inserito nella simulazione. La presenza dei pennarelli sull'asta e dell'attrito tra pennarello e foglio causano delle alterazioni del moto dell'asta il quale non corrisponderà più al moto studiato fin'ora. In realtà, questo non è un problema perché le informazioni ottenute dal rullo saranno confrontate con quelle ottenute dalle misurazioni degli IMU registrate durante la stessa prova. E' però importante aggiornare la forma del modo di vibrare usata per il metodo con Funzione di Forma in quanto è alterata dalla presenza delle masse dei pennarelli e della apposite.

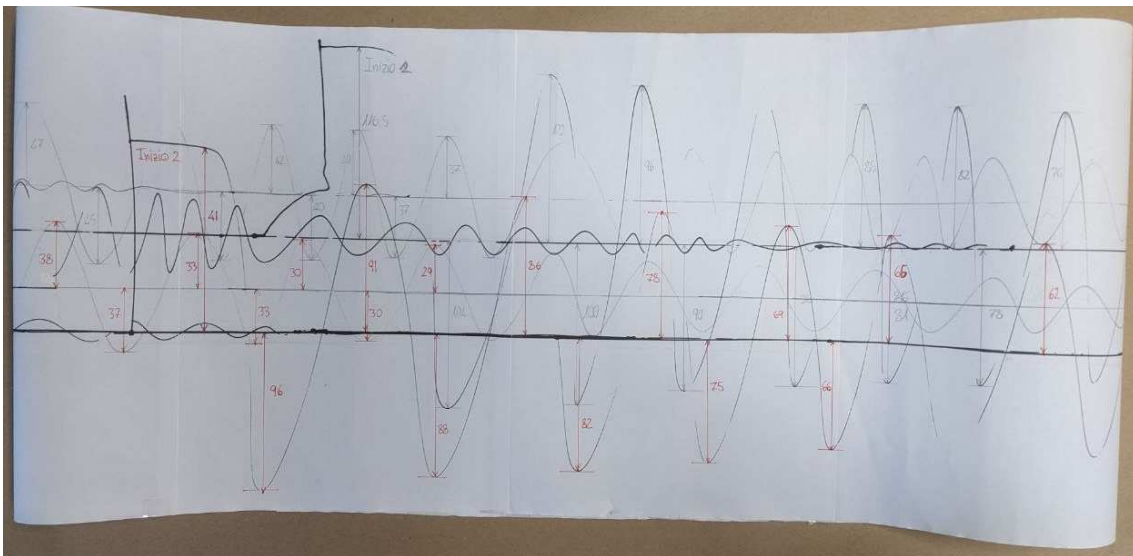


Figura 16.2: Esempio delle tracce dei pennarelli relative a due prove

16.2 Calcolo errore

Per la prova sono stati posizionati due pennarelli, il primo a 580 mm dall'incastro in cui si prevede di avere il massimo dell'errore della stima. Il secondo pennarello è stato fissato a 60 mm dall'estremità per poter trarre delle informazioni su quest'altra zona di interesse. L'ampiezza delle

oscillazioni tracciate con il rullo vengono misurate a posteriori semplicemente con un righello. La posizione centrale delle oscillazioni rispetto cui viene misurata l'altezza del picco è ottenuta facendo ruotare avanti e indietro il rullo mentre l'asta si trova ferma nella posizione statica. Si genera così sul foglio una linea "base" che corrisponde al centro dell'oscillazioni. Anche le ampiezze dalla stima vengono calcolate rispetto alla posizione della condizione statica. Il parametro di giudizio per il confronto sarà l'errore percentuale tra riferimento e stima. Le misurazioni dei primi sei picchi ottenuti con il rullo sono inserite manualmente all'interno di un codice *Matlab*, mentre i picchi delle stime vengono automaticamente rilevati.

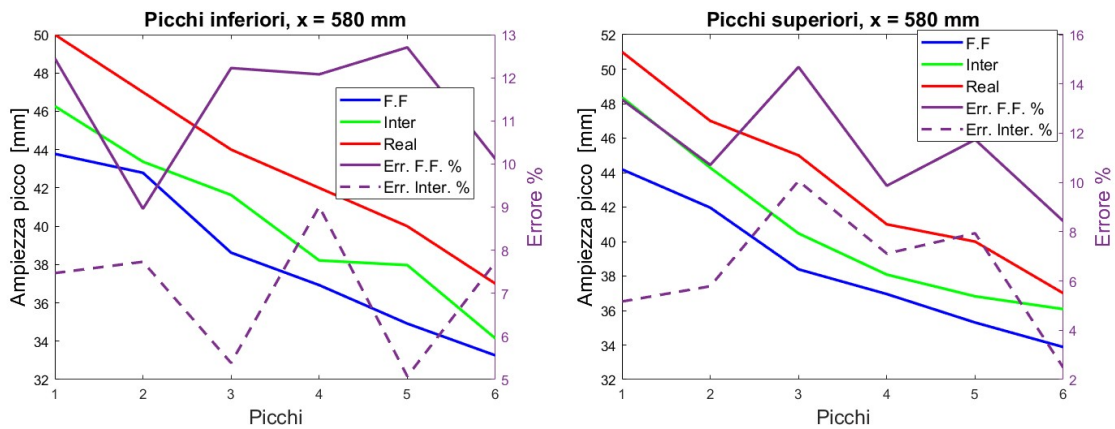


Figura 16.3: Altezza dei picchi dell'oscillazione a $x = 580$ mm e il loro errore %

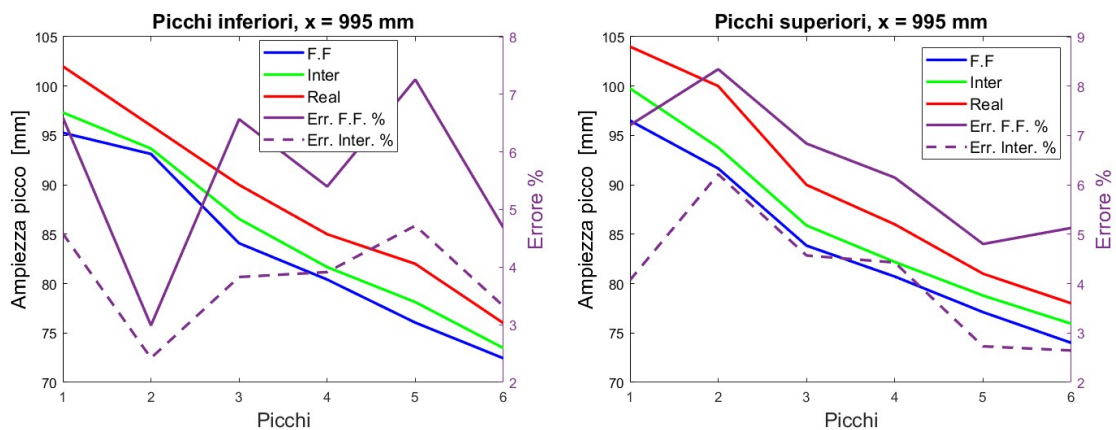


Figura 16.4: Altezza dei picchi dell'oscillazione a $x = 950$ mm e il loro errore %

Come si può notare dai grafici precedenti, l'accuratezza della stima a metà asta è inferiore a quella dell'estremità. Questo risultato era stato ottenuto anche nel paragrafo 15.1 ed illustrato nel grafico 15.6. In generale si può dire che, come già visto in altre analisi, il metodo ad Inter-

polazione ha delle prestazioni migliori con un errore percentuale medio di 6.75% in mezzeria e 3.95% all'estremità. Il metodo con F.F. ha invece ottenuto un errore percentuale medio di 11.44% in mezzeria e 6.00 % all'estremità. Come visto anche in analisi precedenti, il distacco tra i due metodi è più marcato per le stime relative a metà asta rispetto all'estremità.

Nel paragrafo 15.1 era stato mostrato nel grafico 15.8 che in condizione dinamica nella fase di picco si raggiungeva un errore di 1.54 mm, che in quel caso corrispondeva ad un errore relativo di 11.68 %, sorprendentemente vicino al valore di 11.44% ottenuto con il metodo del rullo. Con l'Interpolazione era stato invece raggiunto un errore di 0.57 mm, equivalenti al 4.32% che anche in questo caso si avvicina abbastanza al valore di 6.75% calcolato con il metodo del rullo. Per quanto riguarda l'estremità, con la Funzione di Forma era stato calcolato un errore percentuale di 2.97% mentre ora è risultato essere di 6.00%. Il metodo ad Interpolazione aveva fornito un errore di 7.1%, mentre ora il metodo del rullo ha mostrato un errore di 5.51%. Si può quindi dire che gli errori ottenuti con il metodo del rullo e quelli calcolati rispetto alla simulazione FEM hanno una buona corrispondenza.

Nel paragrafo 13.1 era stata calcolata la precisione teorica. Ora è interessante verificare se gli errori misurati con la prova del rullo ricadono all'interno dell'accuratezza stimata attraverso le analisi teoriche. Osservando il grafico 13.10 relativo all'interpolazione durante un picco dell'oscillazione, a 580 mm dall'incastro fu trovato un errore RMSE di 2.56 mm su uno spostamento verticale di 63 mm il quale corrisponde ad un errore percentuale del 4.0%. Durante la prova del rullo, l'errore medio dei picchi analizzati è di 2.9 mm, equivalente a 6.75%, poco superiore all'accuratezza prevista. All'estremità fu trovato un errore RMSE di 1.91 mm corrispondente ad un errore percentuale di 1.36%. Con la prova del rullo è stato invece ottenuto un errore di 3.55 mm equivalenti a 3.95%. Per quanto riguarda il metodo con F.F., a 580 mm dall'incastro fu calcolato un errore RMSE di 4.7 mm corrispondenti a 7.34%. All'estremità invece l'errore RMSE teorico era di 2.45 mm o 1.75%. Con il metodo del rullo e Funzione di Forma l'errore in mezzeria risulta essere di 5.0 mm equivalenti all'11%; mentre all'estremità si ha 5.3 mm, ossia il 6.0%. Inoltre, fu calcolato che l'errore massimo nel caso dell'Interpolazione era di 5.1 e 6.4 mm, rispettivamente a 580 mm e 940 mm dall'incastro. Mentre, con il metodo con Funzione di Forma l'errore massimo era di 8.1 e 7.9 mm.

Si noti che la prova con il rullo e quella simulata sono caratterizzate da ampiezze di oscillazione diverse perciò nel calcolo degli errori percentuali lo scarto è rapportato a valori di riferimento diverso.

Si può quindi concludere che gli errori reali ottenuti sono di poco superiori a quelli previsti dalle analisi. Gli errori assoluti calcolati sono comunque inferiori agli errori massimi predetti. In ge-

Inter.	$E_x = 580$	$E\%_x = 580$	$E_x = 940$	$E\%_x = 940$	$E_{\max x} = 580$	$E_{\max x} = 940$
Rullo	2.9	6.8	3.6	4.0	/	/
Teorico	2.6	4.0	1.9	1.4	5.1	6.4
F.F	$E_x = 580$	$E\%_x = 580$	$E_x = 940$	$E\%_x = 940$	$E_{\max x} = 580$	$E_{\max x} = 940$
Rullo	5.0	11.0	5.3	6.0	/	/
Teorico	4.7	7.3	2.5	1.8	8.1	7.9

Tabella 16.1: Confronto accuratezza teorica con errore reali ottenuti con il rullo

nerale si è riscontrato che, anche dalle misure reali, la stima all'estremità dell'ala è migliore in termini percentuali rispetto a quella in mezzeria, come era stato anticipato dalle analisi teoriche.

Capitolo 17

CONCLUSIONE

L'obiettivo di questo studio era quello di sviluppare un sistema per rilevare la forma delle strutture in volo, e in particolare dell'ala, per droni ad ala fissa progettati e costruiti dal progetto LifUp. A tale scopo sono state svolte una serie di simulazioni per determinare la posizione migliore, il numero e le performance dei sensori. Sono stati sviluppati e confrontati due metodi matematici differenti, Interpolazione e Funzione di Forma, per la stima della forma a partire dalla conoscenza dell'inclinazione dei sensori. Per giudicare l'accuratezza della stima del sistema sono state effettuate delle simulazioni FEM dinamiche che riproducono in maniera fedele l'oscillazione dell'asta. Queste sono state utilizzate per sottoporre il sistema di stima ad una condizione realistica ben nota e utilizzabile come riferimento esatto. Quest'analisi ha prodotto un errore RMSE di 1.76 e 2.73 mm e un errore massimo di 7.1 e 8.6 mm, rispettivamente con il metodo ad Interpolazione e con quello a Funzione di Forma. È stata poi confrontata la stima della posizione dell'asta in condizione statica rispetto a quella ottenuta con una simulazione FEM statica. Il confronto ha prodotto degli ottimi risultati con un errore RMSE di 0.27 e 0.51 mm e un errore massimo di 0.37 e 0.79 mm, per Interpolazione e Funzione di Forma. In fine è stato sviluppato un dispositivo, chiamato *rullo*, per misurare le ampiezze dell'oscillazione dell'asta reale che sono state confrontate con i risultati della stima. Questo confronto ha riportato un errore percentuale di 6.8 e 11.0 % nella zona centrale dell'asta, per Interpolazione e Funzione di Forma. All'estremità invece sono state ottenute delle stime con errori inferiori. Il risultato più importante è stato dimostrare la fattibilità del progetto il quale, con alcune migliorie e ulteriori test, potrà essere sviluppato ulteriormente fino ad un suo utilizzo concreto da parte dei membri di LiftUp.

Capitolo 18

POSSIBILI MIGLIORAMENTI E TEST FUTURI

Alla fine di questo studio il progetto è stato portato ad una fase tale per cui è possibile assicurare che il sistema sviluppato ha delle buone potenzialità per essere utilizzato per monitorare le strutture di un MAV, come da intendo iniziale. Perciò, si può pensare che all'interno del progetto LiftUp lo sviluppo del sistema di misura possa continuare e arrivare al prodotto finale. A tale scopo però saranno necessari ulteriori test e modifiche rispetto allo stadio attuale del progetto.

18.1 Miglioramenti

Allo stadio attuale del progetto è possibile affermare che il sistema necessita di alcune modifiche allo scopo di migliorare le prestazioni e l'utilizzo.

Durante tutto lo sviluppo non è stata dedicata particolare attenzione al sistema di acquisizione il quale potrebbe beneficiare di un'ottimizzazione delle connessioni degli IMU e della gestione dei cavi. In particolare, connettere i sensori in serie permetterebbe di ridurre enormemente l'ingombro dei cavi e il loro posizionamento in vista di essere montati sull'ala di un drone. Inoltre, nel caso vengano aggiunti ulteriori IMU al sistema per studiare entrambe le semiali o altre strutture del drone, sarà necessario migliorare il sistema di acquisizione e salvataggio dei dati per garantire un'elevata velocità di campionamento.

Altri miglioramenti possono essere fatti sul metodo di stima con Funzione di Forma, in particolare si potrebbe migliorare le analisi della posizione ottimale dei sensori perfezionando la simulazione del movimento dell'asta.

In questo studio non è stato dedicato molto tempo alla calibrazione e all'ottimizzazione dell'algoritmo di AHRS e del filtro di Kalman esteso. Con delle analisi adeguate si potrebbero migliorare le prestazioni dell'algoritmo AHRS e quindi della stima della forma dell'asta.

18.2 Test futuri

In futuro saranno necessari altre analisi e test prima di poter considerare completo il progetto.

Una prima analisi che potrebbe essere svolta è l'inserimento di un secondo modo flessionale all'interno del metodo con Funzione di Forma. Inoltre, uno sviluppo molto importante sarà quello relativo alla rilevazione e gestione della torsione dell'asta, il quale fornirebbe maggiori informazioni sull'angolo d'attacco dell'ala.

Un test molto utile che potrebbe essere effettuato è la misurazione dell'accuratezza del sistema usando come riferimento i dati prodotti da dei sistema di tracciamento ottico. Questi garantiscono delle performance nettamente migliori e forniscono molte più informazioni rispetto ai metodo adottati in questo studio.

In futuro sarà molto importante condurre dei test su un'ala vera e propria per assicurarsi che le performance del sistema siano mantenute anche con una struttura come quella di un'ala. Un'altra peculiarità della di un'ala reale è la presenza di disturbi elettrici e magnetici prodotti dai cavi dei servo-comandi e dalle linee di potenza di batteria e motore.

Successivamente bisognerà studiare e testare il sistema non vincolato al tavolo e quindi con un sistema di riferimento corpo mobile. Questa implementazione, che non richiede particolari ampliamenti del codice, non sarà facilmente testabile in laboratorio se non con strumentazione ottica.

In ultimo dovranno essere condotti dei test in volo con il sistema montato su un MAV per assicurarsi che il sistema di acquisizione funzioni come previsto e che le condizioni di contorno presenti in volo non influenzino le performance del sistema. Ad esempio bisognerà verificare che le vibrazioni prodotte dal motore e dall'elica non causino particolare disturbi agli IMU.

Capitolo 19

BIBLIOGRAFIA

- [1] AkaModell Munchen, « ACC2022 Regulations,» 2020. [Online]. Disponibile: <https://akamodell-muenchen.de/en/air-cargo-challenge-2022/regulations/>.
- [2] T.H. Skopinski, W.S. Aiken and W.B. Huston, "Calibration of Strain-gage Installations in Aircraft Structures for the Measurement of Flight Loads," NACA-Report-1178, Technical Report Archive and Image Library, 1954, pp. 505–536.
- [3] W. L. Ko, W. L. Richards, and V. T. Tran, "Displacement Theories for In-Flight Deformed Shape Predictions of Aerospace Structures," 2007.
- [4] D. R. Gaukroger and C. J. W. Hassal, "Measurement of Vibratory Displacements of a Rotating Blade," Vertica, vol. 2, pp. 111–120, 1978.
- [5] Tacuna Systems « How Does an Optical Strain Gauge Work? » [Online]. Disponibile: <https://tacunasystems.com/knowledge-base/how-does-an-optical-strain-gauge-work>
- [6] H. Kannemans, National Aerospace Laboratory NLR, The Netherlands, "Flight testing of a wing deflection measurement method"
- [7] Dr. Georg Schirmer, Dr. James E. Steck, Wichita State University, "Sensor Fusion Of Structural Finite Element Model With Inertial Sensor Data To Measure Wing Deflection Of A Fixed Wing Aircraft"
- [8] Xiaolin Gong, Haojie Liu, and Xing-Gang Yan, "Deformation Measuring Methods Based on Inertial Sensors for Airborne Distributed POS".
- [9] Kowalczyk, Z., and Merta, T., "Evaluating the Position of a Mobile Robot Using Accelerometer Data," Advanced and Intelligent Computations in Diagnosis and Control, edited by Z. Kowalczyk, Springer International Publishing, 2016, pp. 131–143
- [10] MSC Nastran 2014 "Dynamic Analysis User's Guide"

- [11] F Orban 2011 J. Phys.: Conf. Ser. 268 012022, "Damping of materials and members in structures"
- [12] Inertial Sensor Noise Analysis Using Allan Variance [Online]. Disponibile: <https://it.mathworks.com/help/fusion/ug/inertial-sensor-noise-analysis-using-allan-variance.html>
- [13] Magnetometer Calibration [Online]. Disponibile: <https://it.mathworks.com/help/fusion/ug/magnetometer-calibration.html>
- [14] Iuri Frosio, Federico Pedersini, N. Alberto Borghese "Autocalibration of MEMS Accelerometers" IEEE TRANSACTIONS ON INSTRUMENTATION AND MEASUREMENT, VOL. 58, NO. 6, JUNE 2009
- [15] Giorgio Picci, "FILTRAGGIO STATISTICO (WIENER, LEVINSON, KALMAN) E APPLICAZIONI"
- [16] PX4 Autopilot User Guide [Online]. Disponibile: <https://docs.px4.io/main/en/>
- [17] Panizzo Marco, Mirco Zaccariotto "Progettazione e test dinamico di un'ala per un velivolo da comando remoto"
- [18] Carraro Marco, Picano Francesco "Progettazione e specificazione geometrica funzionale del profilo alare per un drone ad ala fissa"

Appendice A

APPENDICE A

A.1 Scheda tecnica Accelerometro e Giroscopio

Symbol	Parameter	Test conditions	Min.	Typ. ⁽¹⁾	Max.	Unit
LA_FS	Linear acceleration measurement range			±2		g
				±4		
				±8		
				±16		
G_FS	Angular rate measurement range			±125		dps
				±250		
				±500		
				±1000		
LA_So	Linear acceleration sensitivity ⁽²⁾	FS = ±2		0.061		mg/LSB
		FS = ±4		0.122		
		FS = ±8		0.244		
		FS = ±16		0.488		
G_So	Angular rate sensitivity ⁽²⁾	FS = ±125		4.375		mdps/LSB
		FS = ±250		8.75		
		FS = ±500		17.50		
		FS = ±1000		35		
		FS = ±2000		70		
LA_SoDr	Linear acceleration sensitivity change vs. temperature ⁽³⁾	from -40° to +85°		±0.01		%/°C
G_SoDr	Angular rate sensitivity change vs. temperature ⁽³⁾	from -40° to +85°		±0.007		%/°C
LA_TyOff	Linear acceleration zero-g level offset accuracy ⁽⁴⁾			±40		mg
G_TyOff	Angular rate zero-rate level ⁽³⁾			±3		dps
LA_OffDr	Linear acceleration zero-g level change vs. temperature ⁽³⁾			±0.5		mg/°C
G_OffDr	Angular rate typical zero-rate level change vs. temperature ⁽³⁾			±0.05		dps/°C
Rn	Rate noise density in high-performance mode ⁽⁵⁾			5		mdps/√Hz
RnRMS	Gyroscope RMS noise in normal/low-power mode ⁽⁶⁾			75		mdps

Symbol	Parameter	Test conditions	Min.	Typ. ⁽¹⁾	Max.	Unit
An	Acceleration noise density in high-performance mode ⁽⁷⁾	FS = $\pm 2 g$		90		$\mu g/\sqrt{Hz}$
		FS = $\pm 4 g$		90		
		FS = $\pm 8 g$		90		
		FS = $\pm 16 g$		130		
RMS	Acceleration RMS noise in normal/low-power mode ⁽⁸⁾⁽⁹⁾	FS = $\pm 2 g$		1.7		mg(RMS)
		FS = $\pm 4 g$		2.0		
		FS = $\pm 8 g$		2.4		
		FS = $\pm 16 g$		3.0		
LA_ODR	Linear acceleration output data rate			1.6 ⁽¹⁰⁾ 12.5 26 52 104 208 416 833 1666 3332 6664		Hz
G_ODR	Angular rate output data rate			12.5 26 52 104 208 416 833 1666 3332 6664		
Vst	Linear acceleration self-test output change ⁽¹¹⁾⁽¹²⁾⁽¹³⁾		90		1700	mg
	Angular rate self-test output change ⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾	FS = 250 dps	20		80	dps
		FS = 2000 dps	150		700	dps
Top	Operating temperature range		-40		+85	$^{\circ}C$

A.2 Scheda tecnica Magnetometro

Symbol	Parameter	Test conditions	Min.	Typ. ⁽¹⁾	Max.	Unit
FS	Measurement range			±4		gauss
				±8		
				±12		
				±16		
GN	Sensitivity	FS=±4 gauss		6842		LSB/ gauss
		FS=±8 gauss		3421		
		FS=±12 gauss		2281		
		FS=±16 gauss		1711		
Zgauss	Zero-gauss level	FS=±4 gauss		±1		gauss
RMS	RMS noise	X-axis; FS=±12 gauss; Ultra-high-performance mode		3.2		mgauss
		Y-axis; FS=±12 gauss Ultra-high-performance mode		3.2		mgauss
		Z-axis; FS=±12 gauss Ultra-high-performance mode		4.1		mgauss
NL	Non-linearity	Best-fit straight line FS = ±12 gauss Happlied = ±6 gauss		±0.12		%FS
ST	Self test ⁽²⁾	X-axis FS = ±12 gauss	1		3	gauss
		Y-axis FS = ±12 gauss	1		3	
		Z-axis FS = ±12 gauss	0.1		1	
DF	Magnetic disturbance field	Zero-gauss offset starts to degrade			50	gauss
Top	Operating temperature range		-40		+85	°C

Symbol	Parameter	Test conditions	Min.	Typ. ⁽¹⁾	Max.	Unit
TSDr	Temperature sensor output change vs. temperature	-		8		LSB/°C
TODR	Temperature refresh rate ⁽²⁾			ODR		Hz
Top	Operating temperature range		-40		+85	°C